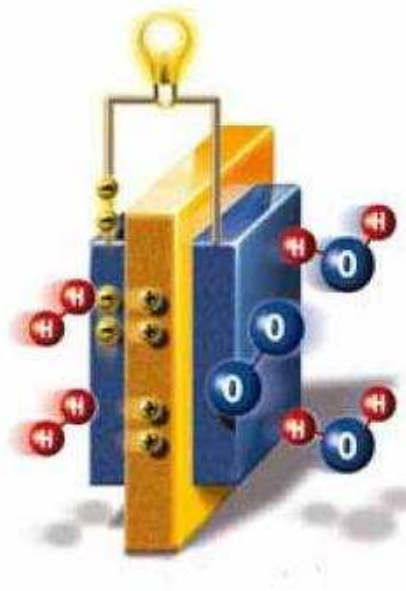


~~-Confidentiel-~~

RAPPORT DE STAGE DE FIN D'ETUDES

ETUDE THEORIQUE D'UN NOUVEAU RESEAU DE SECOURS POUR L'AERONAUTIQUE



AVANT PROPOS

Le rapport de stage de fin d'études présenté dans ce texte a été réalisé dans le cadre de ma dernière année de formation d'ingénieur à l'école ENSEEIHT (Ecole Nationale Supérieure d'Electrotechnique, d'Electronique, D'Informatique, D'Hydraulique et des Télécommunications). Il s'est déroulé du 15 Mars au 17 Septembre 2010, des six dernier mois de mon année d'Erasmus en France et il validera le diplôme de Master Recherche en Génie Electrique.

Le stage a été réalisé au sein de Sogeti High Tech, une entreprise de prestation de service dans le secteur de l'aéronautique à Toulouse. L'agence Simulation de Sogeti High Tech est implantée au pied des pistes d'atterrissage de Blagnac depuis de nombreuses années et collabore avec l'ensemble des acteurs du secteur aéronautique européen. Cette société développe continuellement les compétences de ses collaborateurs, pour garder une place privilégiée sur le marché du secteur.

J'ai effectué mon stage au sein du pôle Optimisation à Blagnac, sous la direction de William Belloc et de mon responsable direct Nicolas Dodane. Cette équipe travaille pour différents clients de différents secteurs, et son rôle est de réaliser des missions basées sur la construction de méthodes de calculs, de plans d'expériences, de chaîne d'optimisation ou encore de réseaux de neurones.

Je voudrais faire apparaître dans ce texte les personnes qui m'ont aidé pendant la période de ce stage. Je tiens à remercier, tout d'abord Nicolas Dodane, mon maître de stage, membre du pôle Optimisation chez Sogeti High Tech, ainsi que mes collaborateurs Frédéric Coll, Emmanuel Corratge, Olivier Deslandes, Benoit Labeyrie, Clément Lefranc, Pierre-Yves Meyer, Jeremy Ozog, Henri Pascal-Jenny et Rony Tjioe Chung pour leur disponibilité et amabilité pendant mon stage.

Je voudrais ensuite remercier toutes les personnes qui m'ont accueilli au sein de l'entreprise et surtout toutes les personnes que j'ai rencontrées à Toulouse, qui m'ont fait passer des moments magnifiques et qui ont réussi à faire de Toulouse un autre chez moi.

SOGETI HIGH TECH

UNE FILIALE DU GROUP CAPGEMINI

Le groupe français Capgemini est un fournisseur mondial de services de conseil, de technologies et d'infogérance. Il occupe une place de leader sur ce marché en France et est coté à la bourse de Paris au CAC40. Le groupe est aujourd'hui implanté dans 15 pays, avec plus de 200 bureaux locaux pour un chiffre d'affaire annuel de 1.5Bn€ (au 31 Décembre 2007).

Sogeti est issue du rachat par Capgemini de Transiciel Technologies en 2004. L'entreprise résultante a été rebaptisée Sogeti-Transiciel, pour devenir Sogeti en janvier 2006. La vocation de Sogeti est d'accompagner les entreprises et organismes publics dans l'évolution des performances de leurs systèmes d'information et dans la mise en œuvre de projets industriels de haute technologie.



Figure 1 : Organisation du Groupe Capgemini

UNE ORGANISATION PAR CORPS DE METIER

Sogeti est aujourd'hui la première société de services française avec 9600 collaborateurs et un chiffre d'affaire en 2007 de 715 M€. La société est divisée en trois corps de métiers, hérités de Transiciel.

La division "High Tech" propose un service de conseil en Haute Technologie, la division "Application Services", l'Intégration de systèmes depuis la conception à la maintenance du système d'information et la division "Infrastructure Services", l'infogérance et l'administration de systèmes.

L'agence PE4, basée à Blagnac est elle-même découpée en 5 pôles se répartissant les différentes missions.

C'est au sein de cette agence et plus particulièrement du pôle optimisation que j'ai évolué durant ces cinq mois de stage.



Figure 2 : Activités de la société (à gauche) et répartition de pôles (à droite)

TABLE DE MATIERES

Introduction générale.....	1
I. Considérations générales.....	2
1. Génération en dernier secours.....	2
2. Choix de la source.....	2
2.1) Source d'énergie et source de puissance.....	2
2.2) Définition des exigences.....	2
2.3) Sources candidates.....	3
3. Hybridation de la source.....	3
4. Réseau avionique.....	4
II. Ram Air Turbine (RAT)	5
1. LMS AMESim.....	5
2. Présentation du système.....	5
3. Caractérisation des éléments.....	6
3.1. Turbine éolienne.....	6
3.2. Boîte de vitesse et générateur électrique.....	8
3.3. Transformateur redresseur.....	9
3.4. Supercondensateur et hacheur.....	10
3.5. Actionneur électro-hydraulique (EHA)	11
3.6. Charges électriques.....	13
4. Régulation.....	14
4.1. Actionneur électro-hydraulique (EHA)	14
4.2. Régulation du système.....	16
4.3. Régulation de tension de bus.....	16
4.4. Gestion MPPT.....	17
4.5. Dynamique.....	20
5. Mission de secours.....	20
6. Conclusion.....	21
III. Pile à Combustible (PAC)	22
1. Présentation du système.....	22
2. Caractérisation de la PAC.....	22
2.1. Description.....	22
2.2. Dimensionnement.....	24
2.3. Modélisation de la PAC et du hacheur.....	26
2.4. Régulation de courant.....	27
2.5. Gestion du système.....	27
3. Mission de secours.....	28
4. Etude d'optimisation.....	28
4.1. Le problème d'optimisation.....	29
4.2. Résultats d'optimisation.....	32
4.3. Choix du meilleur résultat.....	34
4.4. Conclusion de l'optimisation.....	35
5. Conclusion.....	35
IV. Conclusion générale et perspectives.....	36
1. Objectif 1.....	36
2. Objectif 2.....	36
3. Perspectives.....	37
Références bibliographiques.....	38

INTRODUCTION GENERALE

Actuellement, les énergies mécanique, hydraulique et pneumatique sont massivement utilisées dans les avions pour des fonctions diverses, comme les commandes de vol ou le freinage. D'ailleurs elles sont employées car, parmi les types d'énergie qui existent et les technologies connues, elles contribuent à une masse faible et une fiabilité globale élevée, les deux variables les plus importantes dans la conception d'une partie d'un avion. Pourtant, le développement récent de nouvelles manières de gérer l'énergie électrique, notamment grâce à l'électronique de puissance, permet d'améliorer les caractéristiques des systèmes aéronautiques.

En effet, il apparaît que les systèmes électriques peuvent contribuer à réduire la masse totale de l'avion, simplifier la régulation, donnent la possibilité d'isoler une partie du réseau tombée en panne et augmentent la fiabilité. Ainsi, les systèmes électriques se répandent de plus en plus.

Par exemple, dans la gamme Airbus, l'A380 a subi des changements importants. La distribution se compose de deux réseaux hydrauliques et deux réseaux électriques principaux (2H+2E), par opposition à l'architecture avec trois réseaux hydrauliques principaux (3H) des avions conventionnels. En plus, certaines commandes de vol sont devenues électriques comme l'EHA (actionneurs électro-hydrauliques) et l'EMA (actionneurs électromécaniques) et des disjoncteurs électroniques ont été introduits. De même, le réseau alternatif est maintenant à fréquence variable entre 360 et 800 Hz, ce qui permet de supprimer le système de régulation de vitesse mécanique, augmenter la fiabilité et réduire la masse.

En ce qui concerne le secours, des innovations ont aussi été réalisées. Avant, la génération en cas d'urgence était d'abord hydraulique à partir de la RAT accouplée à une pompe hydraulique avec ensuite une conversion en électrique. La source de secours est désormais électrique, au moyen d'un générateur. La puissance transmise à la RAT est directement transformée en électricité, qui devient la seule puissance disponible et, par conséquent, toutes les charges essentielles doivent être fournies électriquement. Ce réseau de secours représente une évolution importante et peut encore être amélioré.

L'objectif de ce travail s'inscrit dans ce cadre : essayer d'améliorer le réseau de secours électrique de l'A380 pour pouvoir être utilisé pour des avions futurs. Les différents types de génération électrique, les architectures diverses et le réglage du système vont être le moyen d'action pour améliorer les performances, c'est-à-dire pour réduire la masse totale. Uniquement une analyse théorique sera réalisée, en utilisant la simulation pour générer des résultats.

De même, ce texte atteindra aussi un deuxième objectif, à savoir la montée en compétences de Sogeti High Tech en simulation des systèmes ; activité aujourd'hui en développement.

Dans le Chapitre I, la situation d'urgence sera décrite, les sources d'énergie envisageables pour la génération électrique embarquée seront analysées et deux d'entre elles seront approfondies. Les avantages d'une hybridation de ces sources et d'un réseau de secours électrique seront ensuite présentés. Une grande partie de ce chapitre a été écrite grâce à l'information provenant de Référence 1 [Ref1], bien que les données soient, en général, à adapter.

Dans le Chapitre II, le système avec une génération électrique consistant en une turbine éolienne (Ram Air Turbine) hybridée par une batterie de supercondensateurs sera expliqué, dimensionné, modélisé et régulé. Finalement, la mission d'urgence sera simulée et le système évalué. L'idée de l'utilisation de ce système, ainsi que quelques informations nécessaires à modélisation, le dimensionnement et la gestion de l'énergie, provient de la Référence 1 [Ref1], bien que les données soient à adapter.

Dans le Chapitre III, le système avec une génération électrique consistant en une pile à combustible hybridée par une batterie de supercondensateurs sera expliqué, dimensionné, modélisé et régulé, et la mission d'urgence sera simulée. Ensuite, le dimensionnement sera optimisé avec l'obtention de meilleurs résultats pour la mission d'urgence et le système sera évalué. L'idée de l'utilisation de ce système, ainsi que quelques informations nécessaires à la modélisation, le dimensionnement, la gestion de l'énergie et l'optimisation, provient de la Référence 2, bien que les données soient, ici aussi, à adapter.

Finalement, dans le Chapitre IV, une conclusion générale sera extraite. En effet, les analyses réalisées nous permettront de choisir parmi le système de générateur actuel et les deux possibilités étudiées dans ce texte, à savoir le système RAT+SC et le PAC+SC.

I. CONSIDERATIONS GENERALES

1. GENERATION EN DERNIER SECOURS

Quand dans un avion en vol, pour quelque raison, tous les réacteurs tombent en panne, toute la génération hydraulique et électrique, en plus de la propulsion, s'arrêtent. Pourtant, il peut toujours planer pendant un certain temps (environ une demi-heure pour un vol croisière) et une certaine distance, qui sont proportionnels à sa hauteur. Dans cette situation, le pilote doit donc chercher l'aéroport le plus proche ou un lieu approprié et réaliser un atterrissage d'urgence.

Pendant le temps qui s'écoule entre la panne et l'atterrissage, il faut aussi disposer d'énergie pour tous les besoins indispensables, appelés charges essentielles : les commandes des vols pour diriger l'avion, les calculateurs, le train d'atterrissage, le freinage, l'éclairage...

Entre les différentes possibilités existant pour stocker ou générer cette énergie, on pourrait penser aux batteries qui sont déjà situées dans l'avion, mais elles ne suffisent que pour moins de dix minutes et elles sont utilisées pour des périodes transitoires de vol et pour terminer un atterrissage. Les rendre capables de satisfaire toute la demande d'énergie impliquerait une masse trop élevée.

Par ailleurs, on trouve aussi l'APU (Auxiliary Power Unit) dont la fonction principale est de démarrer les réacteurs ; mais elle assure aussi des fonctions auxiliaires. Elle peut fournir la puissance nécessaire pour toutes les charges essentielles mais, son démarrage n'étant pas assuré en altitude pendant la situation d'urgence, elle ne peut être considérée comme une source de garantie.

Ainsi, la solution qui est finalement adoptée depuis de nombreuses années est d'ajouter une petite turbine éolienne ou RAT (Ram Air Turbine). Celle-ci ne sera utilisée qu'en cas d'urgence et profite de la grande vitesse de l'avion pour extraire une haute puissance de l'air en circulation tout en ayant une masse raisonnable.

Pourtant, cette solution n'est pas la seule et toute source pouvant remplir ces exigences est envisageable. Il faudra alors considérer toutes les options et choisir la meilleure au regard de divers facteurs : masse, taille, performances, coût et fiabilité. Pour cela, les requêtes vont d'abord être définies en termes de puissance et énergie et les différentes options seront citées et analysées.

2. CHOIX DE LA SOURCE

2.1. Source d'énergie et source de puissance

Avant de commencer l'analyse des sources, il est important de comprendre les différents types de sources : une source d'énergie doit être capable de fournir la totalité de l'énergie nécessaire pour toute la mission, c'est-à-dire, au minimum la puissance moyenne absorbée par les charges ; une source de puissance doit être capable de fournir des pointes de puissance pour que, en combinaison avec la source d'énergie, la puissance instantanée puisse être délivrée durant toute la mission.

Dans le cas habituel où une seule source est présente, elle devra être à la fois source d'énergie et source de puissance et, par conséquent, elle devra être dimensionnée pour la puissance la plus élevée constatée dans une mission, en garantissant une certaine puissance moyenne. C'est le cas par exemple de la RAT, qui est actuellement installée dans les avions.

2.2. Définition des exigences

L'avion qui va être analysé ne correspond en termes de puissance à aucun des avions de la marque Airbus ou Boeing existant actuellement mais les valeurs sont proches et les résultats obtenus sont généralement applicables. La mission répond à la situation la plus critique qui peut arriver, qui correspond à une panne pendant un vol croisière avec des turbulences très fortes.

Pour définir les exigences, le profil de puissance requise par les charges essentielles pendant tout le temps de la mission doit être assuré. D'ailleurs, ce sont les charges essentielles qui vont imposer la puissance nécessaire à chaque instant et c'est au concepteur de décider quelle(s) source(s) seront installées et de les dimensionner.

Concernant la mission d'urgence et les charges essentielles, un classement en deux groupes peut être réalisé : les charges constantes, telles que les calculateurs ou l'éclairage, requièrent une puissance qui est pratiquement constante pendant toute la mission ; les charges fluctuantes, telles que les commandes de vol, le train d'atterrissage ou le freinage, demandent une puissance très variable dans le temps, avec des pics importants.

Puissances	Charges constantes	Charges fluctuantes	Total
Minimale	17.5 kW	-8.8 kW	8.7 kW
Moyenne		4.4 kW	21.9 kW
Maximale		35.2 kW	52.7 kW

Tableau 1 : Distribution de puissances des charges essentielles

De cette façon, en regroupant toutes les charges existantes, un profil de puissance est généré. Dans notre cas, ce dernier correspond à une puissance moyenne de 21.9 kW avec une puissance maximale de 52.7 kW et une puissance minimale de 8.7 kW (voir Tableau 1). Par conséquent, pour une durée de la mission d'environ 30 min, l'énergie totale demandée devient approximativement 11 kWh.

La ou les source(s) embarquée(s) doivent aussi être capables de fournir la puissance nécessaire pendant les périodes transitoires au démarrage juste après la panne des réacteurs, à l'atterrissage et à l'évacuation des passagers.

En résumé, elle assurera les demandes à chaque instant, depuis le moment où les réacteurs cessent de fonctionner, jusqu'à ce que tous les passagers soient descendus de l'avion, ce qui définit la mission de secours (voir Figure 3).

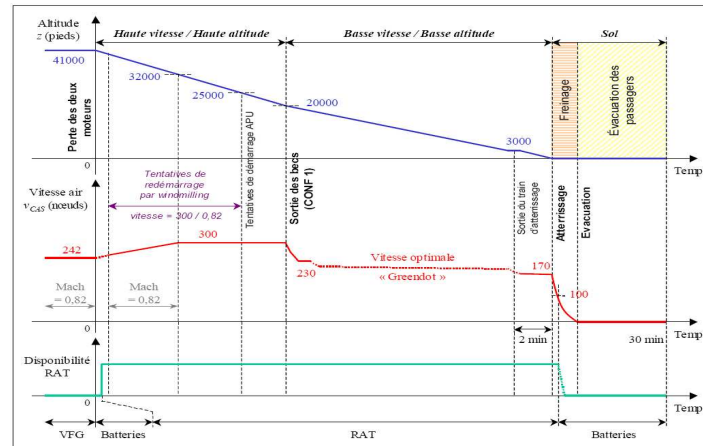


Figure 3 [Ref1] : Mission de secours Airbus

2.3. Sources candidates

Une fois les exigences définies, il faut analyser les caractéristiques des sources capables de les assurer. Les candidats sont soit des moyens de stockage, soit des générateurs de puissance, de différentes natures selon le cas :

- APU (Auxiliary Power Unit) : une autre APU pourrait être installée. Celle-ci aurait une puissance et une taille beaucoup moins élevées que l'APU principale qui existe déjà dans les avions et, par conséquent, serait facile à démarrer dans le cas d'urgence. Cependant, le fait d'utiliser un combustible de caractéristiques similaires au kérosène n'est pas la meilleure solution par rapport à la fiabilité et va être aussi une source de pollution. Elle ne semble pas compétitive en termes de masse non plus.
- Batteries électriques : Les batteries existantes dans les avions ajoutent une masse très importante même si elles servent uniquement à couvrir des périodes transitoires. Leur avantage est qu'elles répondent instantanément si besoin mais elles sont loin de pouvoir assurer toute la mission, même pour les technologies avec une énergie massique plus élevée qui seront utilisées à l'avenir.
- Panneaux photovoltaïques : A cause de leur poids, de la complexité d'installation dans l'avion et de la dépendance du temps atmosphérique, les panneaux solaires ne seront pas considérés.
- RAT (Ram Air Turbine) : Comme il s'agit de la solution adaptée actuellement et depuis longtemps, la RAT bénéficie d'une grande performance. Les avantages principaux sont la disponibilité d'une énergie propre (éolienne) pendant la plupart de la mission et les bonnes caractéristiques en termes de masse et volume. Pourtant, un moyen de stockage est nécessaire pendant le transitoire initial et l'approche au sol et atterrissage car les performances de la turbine chutent à basse vitesse (voir Figure 3). Notre objectif sera donc de remplacer ou améliorer ses caractéristiques si c'est possible.
- PAC (Pile à Combustible) : Une pile à combustible pourrait réduire la masse totale du système de secours. Mais il faudra aussi bien prendre en compte sa taille, particulièrement si l'hydrogène est utilisé, et le temps nécessaire pour chauffer la PAC jusqu'à ce qu'elle devienne disponible.

En résumé, la RAT et la PAC seront ici étudiées. La possibilité d'améliorer le système actuel de la RAT ou de le remplacer par un autre avec une PAC comme source sera envisagée.

3. HYBRIDATION DE LA SOURCE

Comme il a été montré, la puissance requise par les charges essentielles est très variable durant toute la mission de vol. Les deux sources qui ont été choisies comme candidates sont elles seules capables de fournir cette puissance, mais elles devraient être dimensionnées pour la puissance maximale de 52.7 kW, même si celle-ci ne va être nécessaire que pendant des périodes très courtes. De cette façon, elles seraient surdimensionnées par rapport à la puissance moyenne de 21.9 kW, avec une masse plus élevée et un fonctionnement qui sera souvent loin du nominal.

Ainsi, une idée envisageable est d'hybrider la source. Deux sources très différentes seront distinguées :

- La RAT/PAC restera comme source d'énergie et fournira la puissance moyenne. Elle sera donc dimensionnée pour cette puissance et travaillera la plupart du temps proche du point nominal, avec une grande réduction de sa masse.
- Une source de puissance sera ajoutée. Comme il n'y a pas besoin d'un haut stockage d'énergie, cette source devra surtout être caractérisée par une grande puissance massique, de sorte qu'elle soit capable de délivrer les pics de puissance avec une faible masse.

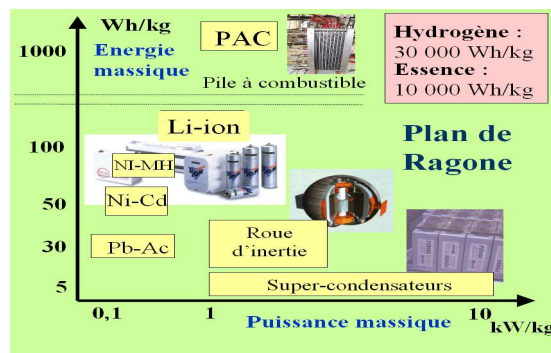


Figure 4 [Ref3] : Plan de Ragone

De cette manière, les avantages de chaque source seront combinés à une réduction importante de la masse totale. Les caractéristiques de puissance et énergie massique pour des éléments de stockage différents sont montrées dans le plan de Ragone (voir Figure 4). On observe que les roues d'inertie et les supercondensateurs sont des candidats présentant une puissance massique plus élevée et donc à prendre en compte pour la source de puissance. Entre les deux, les supercondensateurs seront choisis car ils sont plus développés technologiquement avec des bonnes performances et leur commande sera plus facile au sein du système électrique.

Finalement, la configuration qui va être utilisée pour être capable de fournir toutes les charges sera une mise en parallèle de la source d'énergie (RAT ou PAC) avec une batterie de supercondensateurs. Pour que cette mise en parallèle soit possible, il est nécessaire que les deux signaux soient du même type (réseau alternatif ou continu) et ainsi, des convertisseurs statiques seront nécessaires pour l'assurer et pour, grâce aux degrés de liberté qu'ils apportent, réguler le système.

4. RESEAU AVIONIQUE

En ce qui concerne les avions de la gamme Airbus : avant l'A380 les réseaux principaux étaient de type alternatif (115/200 V triphasée et 400 Hz). La fréquence constante s'obtenait avec le CSD (Constant Speed Device), un système hydraulique complexe qui fait tourner l'axe du générateur électrique à une vitesse constante. Pourtant, la fiabilité du CSD étant très faible, la génération électrique a été changée à partir de l'A380 avec l'implantation d'un réseau toujours alternatif mais à fréquence variable (115/200 V triphasée et 360-800 Hz). Ainsi, un simple multiplicateur de vitesse remplace le CSD et des générateurs VFG (Variable Frequency Generator), fonctionnant à vitesse variable, sont utilisés. Pour des générations futures, un réseau en courant continu pourrait être envisagé. En effet, les avantages existants sont nombreux :

- Le réseau a une haute qualité par rapport aux ondulations de tension, qui sont plus faciles à filtrer grâce à la fréquence de valeur zéro dans le cas continu.
- La simplicité du réseau continu, avec la valeur de la tension comme seule variable à régler, permet une régulation moins compliquée et une stabilité plus élevée. Par exemple, le concept de puissance réactive n'existant pas en courant continu, il est possible de régler la « vraie » puissance.
- Dans le cas de la RAT, peu importe quel nombre de phases ou quelle fréquence va être utilisé pour le générateur puisque le signal sera ensuite redressé. Les deux valeurs pourraient être variées pour améliorer la masse ou les performances du système.
- Dans le cas de la PAC, la génération est directement électrique et continue. Par conséquent, il ne faut plus un alternateur : un hacheur sera suffisant.
- L'énergie de « freinage » de plusieurs charges pourra être récupérée en améliorant ainsi légèrement le rendement total et en évitant la nécessité précédente de la dissiper en forme de chaleur. Effectivement, des nombreuses charges, qui requièrent une fréquence variable (comme les machines synchrones autopilotées), ont actuellement un redresseur non-réversible à l'entrée. Mais avec un réseau continu, elles n'en auront plus besoin et deviendront plus simples et réversibles.
- Dans le cas du réseau de secours, l'élément qui a été choisi comme le meilleur pour l'hybridation est la batterie de supercondensateurs. C'est pourquoi l'énergie sera d'abord disponible en forme de tension continue et, sa connexion sera plus facile avec un réseau continu car un simple hacheur sera suffisant.

Compte tenu de tous ces avantages, un changement vers ces solution serait envisageable. Pourtant, il ne peut pas être réalisé rapidement à cause de la grande complexité du réseau avionique et il sera éventuellement adopté progressivement.

Dans ce cadre, le réseau continu sera préféré dans ce travail pour le réseau de secours de l'avion. De même, la source d'énergie, la source de puissance et les charges essentielles y seront adaptées. La valeur qui sera utilisée pour la tension continue est choisie à 270 V puisqu'elle correspond à la tension d'avant (115/200 V) redressée et ainsi permettra une meilleure adaptation des charges (seulement l'enlèvement du redresseur à l'entrée est nécessaire).

II. RAM AIR TURBINE (RAT)

Dans ce chapitre, la turbine éolienne ou RAT et une batterie de supercondensateurs seront utilisées comme source d'urgence pour délivrer la puissance requise par les charges essentielles dans chaque instant. Comme il a été signalé, cette hybridation, installée au sein d'un réseau continu, a plusieurs avantages par rapport au système existant actuellement avec une RAT seule et un réseau alternatif : qualité et stabilité du réseau, simplicité de contrôle, réduction de la masse du système, relaxation de contraintes de variables (comme la fréquence), réversibilité des charges et meilleur fonctionnement des sources.

Afin de valider que tous ces avantages sont en effet des améliorations, des modélisations, des dimensionnements, des commandes et des simulations seront réalisés à l'aide du logiciel de simulation système LMS AMESim. Pourtant, le but de l'étude étant effectuer une conception système, il n'y aura pas d'analyses très approfondis et la régulation globale du système sera le fil directeur.

Avant de commencer, le logiciel de simulation sera présenté. Ensuite, la présentation du système, la modélisation de chaque élément et la régulation adaptée aux éléments et au système seront réalisées. Finalement, la mission d'urgence sera simulée et des conclusions seront extraites.

1. LMS AMESIM

LMS Imagine.Lab AMESim est un logiciel spécialisé en simulation 1D. Il est très bien adapté à la simulation système et multiphysique de par les raisons suivantes :

- Disponibilité de plusieurs bibliothèques de divers domaines de la physique : électrique, hydraulique, thermique, pneumatique, mécanique... ainsi que des éléments avec entrées et sorties de domaines différents (par exemple, dans un moteur électrique, les parties électrique, mécanique et thermique peuvent être traitées).
- Causalité de chaque élément. Effectivement, chaque élément des bibliothèques dispose d'entrées et de sorties avec une causalité effort-flux pour chaque une et les connexions doivent être réalisées en les respectant. Cela facilite la compréhension et la conception du système, empêche de faire des erreurs et rend l'accès à la simulation rapide.
- Possibilité de créer des nouveaux éléments ou de changer leur code et de créer des supercomposants regroupant plusieurs éléments.

Des exemples de composants et supercomposants avec la causalité associée sont montrés dans la Figure 5.

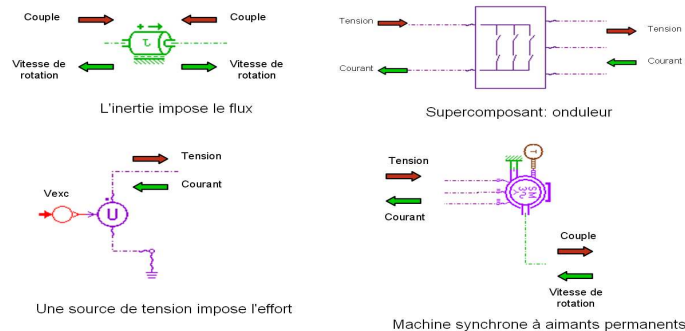


Figure 5 : Logiciel LMS AMESim

2. PRESENTATION DU SYSTEME

Le système se compose de trois parties bien différenciées (voir Figure 6), avec tous les éléments nécessaires pour leur adaptation au réseau électrique continu, qui possède une valeur de tension fixée (imposition de tension) :

- Source d'énergie : La turbine éolienne extrait une partie de la puissance transportée par l'air et la transforme en puissance mécanique. Cette puissance dépend de la vitesse et l'altitude de l'avion, ainsi que d'une variable qui pourra être contrôlée, la vitesse de la turbine. Ensuite, la vitesse de rotation est augmentée afin de diminuer le couple du générateur et réduire ainsi sa taille. Une machine synchrone au lieu d'une machine à courant continu sera utilisée comme générateur électrique grâce à ses meilleures propriétés, d'où la nécessité de redresser le signal avec l'insertion d'un convertisseur statique. Cet ensemble, qui sera appelé désormais RAT, a un degré de liberté, le courant d'excitation du générateur électrique.

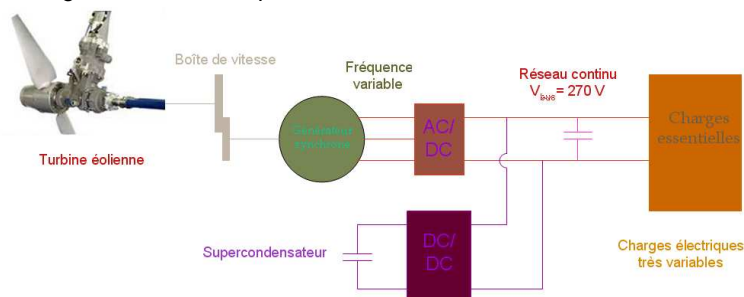


Figure 6 [Ref9] : Réseau de secours avec la turbine éolienne

- Source de puissance : Le supercondensateur ayant une tension variable et inférieure à celle du réseau, il est nécessaire d'ajouter un hacheur pour les lier. En plus, de cette façon, le courant délivré par le supercondensateur peut être régulé au moyen de ce convertisseur grâce à son degré de liberté (rapport cyclique).
- Les charges essentielles : Diverses charges constantes (comme les calculateurs) et diverses charges variables (commandes de vol, freinage, train d'atterrissage...) demandent une puissance électrique qui devient finalement fortement variable.

Un condensateur a été aussi introduit afin de créer une source de tension vis-à-vis des charges et de filtrer les harmoniques de courant des deux sources de sorte que les harmoniques de tension soient réduits.

Plusieurs différences existent entre ce système et l'ancien système avec un réseau alternatif. En ce qui concerne l'entrée des charges électriques, pour les charges qui nécessitent un courant continu ou à fréquence contrôlée, les redresseurs doivent être supprimés ; pourtant, pour les charges qui demandent un courant à fréquence non contrôlée, des onduleurs doivent être ajoutés. Etant donné qu'il y a de plus en plus d'actionneurs commandés avec un moteur autopiloté, le bilan final en termes de masse est positif.

Même sans considérer ce dernier point concernant les charges, une réduction de masse est attendue. En effet, concernant la source d'énergie et malgré le fait d'avoir ajouté un nouvel élément (le redresseur), tous les autres sont dimensionnés pour la puissance moyenne, qui représente moins de la moitié de celle d'avant. De plus, le poids du supercondensateur avec le hacheur n'atteint pas une valeur élevée grâce à sa haute puissance massique et ainsi, la masse totale sera réduite.

3. CARACTERISATION DES ELEMENTS

Une partie importante de ce chapitre correspond à la modélisation des éléments afin de pouvoir obtenir des résultats de simulation fiables. Dans cette section, une description, un dimensionnement, une modélisation et une commande (s'il convient) de chacun des différents éléments seront réalisés.

Avant d'assembler le système, chaque élément sera validé séparément. Les différents éléments vont être analysés dans l'ordre suivant : turbine éolienne, boîte de vitesse et générateur électrique, transformateur-redresseur, supercondensateur et hacheur, charges essentielles (y compris l'EHA).

3.1. Turbine éolienne

3.1.a) Description

L'objectif de la turbine est d'extraire la plus grande puissance possible de l'air pour une certaine taille et vitesse de l'avion. Elle est donc composée de deux pâles, en assurant une haute puissance avec un poids plus bas. Cette puissance en forme de vitesse de l'air est transformée en puissance mécanique, qui sera transmise au générateur électrique.

Un système d'orientation de pâles est aussi habituellement utilisé en aéronautique. Dans notre cas, il s'agit d'un montage de ressorts et contrepoids, qui réagit automatiquement en fonction de la vitesse de rotation de la turbine. Pour des faibles vitesses, il y a un fonctionnement en butée, les pâles sont orientées normalement et extraient une grande puissance (angle de calage α vaut zéro). Pourtant, quand la vitesse de la turbine dépasse une certaine valeur, l'angle de calage augmente rapidement, en réduisant ainsi la puissance extraite, jusqu'à la valeur maximale de l'angle α .

Le but de ce système mécanique est de limiter la vitesse de rotation. En effet, face à la réduction brusque de la puissance absorbée quand la vitesse augmente mais aucun changement pour la demande de puissance du générateur électrique, l'énergie cinétique de la turbine se verra réduite. L'installation de ce mécanisme est justifiée par sa simplicité, efficacité et fiabilité.

3.1.b) Modélisation

Etant donné que plusieurs formules utilisées pour modéliser la turbine sont expérimentales voire de simples relations mathématiques, la librairie « Signal » de AMESim sera employée.

La puissance transportée par une masse d'air dépend de sa densité, de la surface de la turbine et la vitesse de l'avion de la façon suivante :

$$P_{AIR} = \frac{1}{2} \rho \cdot S_T \cdot v_{avion}^3 \quad [\text{Ref1}]$$

A part la surface, qui est une constante, les autres valeurs ne sont pas des données d'entrée mais peuvent être calculées à partir d'elles. En effet, la densité de l'air est fonction de la hauteur de l'avion z . Pour son calcul, on l'a considéré comme gaz idéal. De même, la vitesse de l'avion est fonction de la hauteur et de la vitesse V_{CAS} , donnée d'entrée en nœuds qui représente la vitesse de l'avion par rapport à une masse d'air prédéfinie. Elle sera obtenue en multipliant V_{CAS} par un coefficient variable $f(z)$ [Ref1].

Pourtant, toute la puissance transportée par l'air n'arrive pas à la turbine à cause d'une perte de vitesse de l'air en phase d'approche. Un coefficient de pertes considéré comme constant sera utilisé et ainsi, la vitesse effective deviendra la vitesse de l'air au moment d'arrivée, appelée V_T :

$$v_T = \sqrt{1 - \text{aeroloss}} \cdot v_{avion}, \quad P_{AIR} = \frac{1}{2} \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \quad [\text{Ref1}]$$

De même, il y aura des pertes aérodynamiques qui seront représentées par le coefficient de puissance C_P et, par conséquent, la puissance finalement absorbée et transmise par la turbine devient :

$$P_T = \frac{1}{2} \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \cdot C_P, \quad \text{avec} \quad C_P = \frac{P_T}{P_{T \max}} = \frac{P_T}{P_{AIR}} \quad [\text{Ref1}]$$

L'expression du coefficient de puissance C_P est très complexe. Ce dernier varie fortement avec la forme de la turbine et le nombre de pâles ; c'est pourquoi il est donné expérimentalement. En tout cas, il ne peut pas dépasser la limite théorique de Betz égale à 9/16.

Afin de tracer la courbe du coefficient C_P , deux variables doivent être prises en compte, à savoir le coefficient adimensionnel λ (rapport entre la vitesse de la turbine et de l'air) et l'angle de calage des pâles u (voir description de la turbine). L'augmentation de ce angle provoque toujours une réduction du C_P et ainsi, le maximum se trouve à $C_P=x$ pour $\lambda=x$ et $u=0$. Le bilan de puissance avec les pertes, la caractérisation de C_P , λ et u est montré dans la Figure 7 :

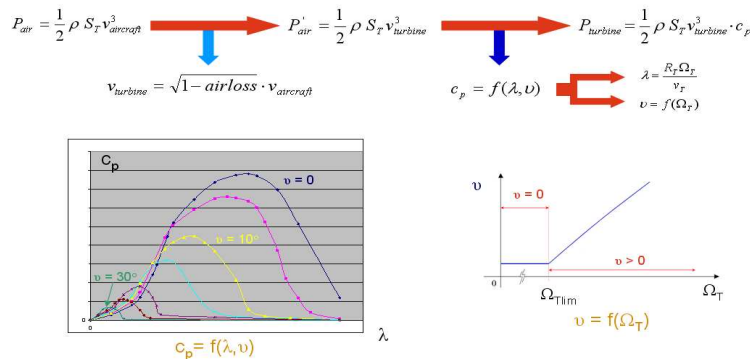


Figure 7 : Bilan de puissances, coefficient de puissance et angle de calage [Ref1]

De plus, la réponse dynamique de l'angle par rapport à la vitesse de la turbine sera prise en compte, en considérant un système de premier ordre avec une constante de temps $\tau=x$ ms.

Finalement, le modèle AMESim en utilisant des supercomposants a été implémenté (voir Figure 8).

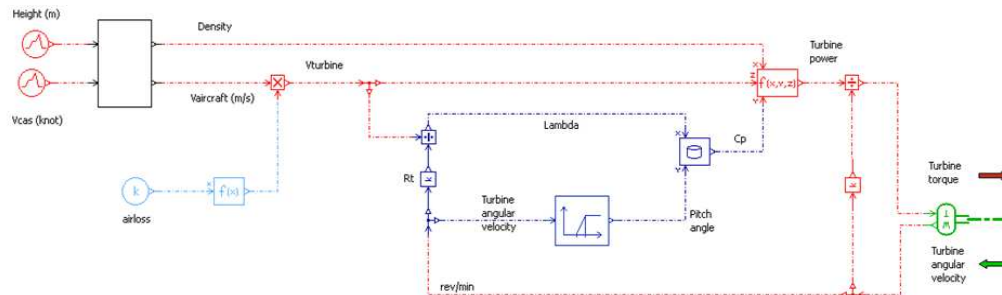


Figure 8 : Modèle AMESim de turbine éolienne

3.1.c) Dimensionnement de la turbine et fréquence de génération

La turbine utilisée a des caractéristiques de forme, nombre de pâles, matériaux... déjà définies et qui ne seront pas changées dans ce travail. Les paramètres qui interviennent donc dans le dimensionnement de la turbine sont le rayon R_T et les paramètres du système mécanique d'orientation de pâles (butée de vitesse $\Omega_{Tbutée}$ et pente α du courbe angle u -vitesse, voir Figure 8).

Grâce aux données d'EADS Casa pour l'avion militaire A400M, les rendements de la boîte de vitesse et du générateur électrique sont connus. De cette façon, à partir de la puissance moyenne qui doit être délivrée aux charges (21.9 kW), la puissance que la turbine doit fournir peut être calculée. Pour ce calcul, les rendements seront légèrement réduits et une marge de sécurité, qui sera expliquée plus bas, sera prise en compte :

$$P_T = \frac{P_{moycharges}}{\eta_{MS} \cdot \eta_{BV} \cdot \eta_{SEC}}$$

Le Tableau 2 va nous aider à comprendre les relations entre les différentes vitesses et fréquences et à dimensionner la turbine (voir aussi Figure 3).

	Minimum	Nominal	Maximum	Unité
V_{CAS}	130	140	300	nœuds
$f(z)$	66.87	72.02	154.32	m/s
$aeroloss$	67.30	73.46	243.32	m/s
V_T	49.91	54.48	180.45	m/s
Ω_T	x	x	x	rad/s
Ω_{MS}	x	x	x	tours/min
N_p	Ω_{MSMIN}	Ω_{MSNOM}	Ω_{MSMAX}	tours/min
Fréquence	F_{MIN}	F_{NOM}	F_{MAX}	Hz

Tableau 2 : Divers vitesses et fréquence de génération

Le point nominal de dimensionnement est choisi à une vitesse V_{CAS} de 140 nœuds et une hauteur de 500 m. C'est le moment où la RAT est sur le point d'être retirée, avec une puissance disponible dans l'air très faible mais, en même temps, il faut qu'elle fournisse la puissance de dimensionnement. Dans cette perspective, la vitesse de la turbine Ω_T qui correspond au fonctionnement optimal de la turbine pour ces conditions de dimensionnement sera choisie comme vitesse à partir de laquelle l'angle de calage des pales α commencera à monter. Par conséquent, la turbine pourra être menée à travailler pour fournir la puissance optimale (λ_{OPT} , C_{POPT}) si la vitesse V_{CAS} est plus petite que 140 nœuds grâce à la régulation réalisée. Cependant, à une vitesse plus haute, l'angle de calage α se verra réduit et une chute de rendement ($C_P < C_{POPT}$) aura lieu d'une manière contrôlée.

De même, le minimum pour le dimensionnement sera à une vitesse V_{CAS} de 130 nœuds et une hauteur proche à 0 parce que la puissance qui pourrait être extraite est déjà très faible et cela peut provoquer l'instabilité du système. Finalement, le maximum correspond à la vitesse maximale atteinte durant la mission ($V_{CAS} = 300$ nœuds, hauteur d'environ 9000 m).

Quant à la fréquence de génération, elle pourrait être fortement variable parce que le courant va être redressé. Pourtant, pour ne pas s'éloigner beaucoup du cas actuel du réseau avionique, des limites vont être définies entre F_{MIN} et F_{MAX} . Des études pourront plus tard être réalisées pour optimiser la fréquence de fonctionnement.

Donc, certaines valeurs ont été imposées pour la vitesse de l'air et de l'avion (en noire dans le Tableau 2) et d'autres pour la fréquence maximale et minimale (en rouge dans le Tableau 2). A partir de ces valeurs, autres paramètres seront imposés. C'est le cas du rapport de transmission et des vitesses qui en sont déduites (en bleu dans le Tableau 2). Finalement, pour garantir une fréquence maximale de F_{MAX} , on agira sur le système mécanique, c'est-à-dire, sur la pente de la variation de l'angle en fonction de la vitesse de rotation (en rose dans le Tableau 2). La courbe et les valeurs sélectionnées sont montrées dans la Figure 9.

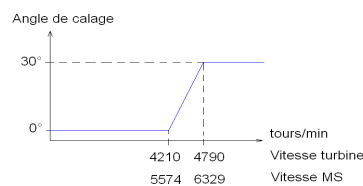


Figure 9 : Angle de calage en fonction de la vitesse de rotation de la turbine

Enfin, il faut définir le rayon de la turbine pour que, compte tenu des conditions au point nominal et avec un fonctionnement optimal ($C_P = C_{POPT}$), la puissance de dimensionnement puisse être extraite :

$$P_T = \frac{1}{2} \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \cdot C_{Popt} \Rightarrow S_T \Rightarrow R_T$$

Une réduction de rayon d'environ 35% par rapport au dimensionnement pour la RAT comme seule source de puissance.

3.2. Boîte de vitesse et génération électrique

3.2.a) Description

Comme il a été montré, le multiplicateur de vitesse situé à la sortie de la turbine va augmenter la vitesse de rotation par un rapport de d , afin de l'adapter au générateur électrique.

En ce qui concerne la génération électrique, il y a besoin du degré de liberté apporté par une machine synchrone à rotor bobiné (MSRB), le courant d'excitation mais, en même temps, il y a intérêt à éviter les contacts glissants, comme dans une machine synchrone à aimants permanents (MSAP). Dans l'actualité aéronautique, pour obtenir les avantages des deux systèmes, la configuration montrée dans la Figure 10 est utilisée :

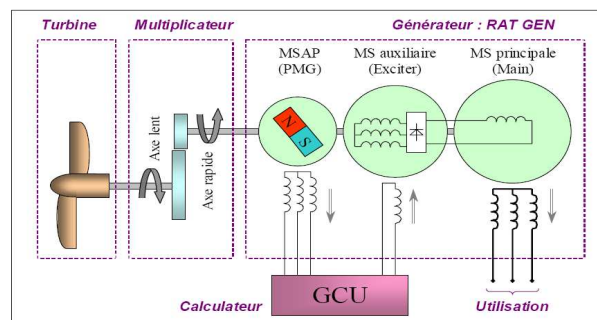


Figure 10 [Ref1]: Schéma de la RAT : turbine, boîte de vitesse et générateur

Cette structure sera aussi utilisée pour notre étude, même si elle ne sera pas modélisée de manière exacte. Elle se compose de trois machines asynchrones qui tournent dans le même axe :

- Machine synchrone à aimants permanents (MSAP) : Elle fournit la puissance nécessaire au calculateur et à la MS auxiliaire.
- Machine synchrone auxiliaire (MS auxiliaire) : Il s'agit d'une MSRB à l'inverse ; c'est-à-dire, avec un rotor fixe qui reçoit une excitation provenant du calculateur et avec un stator tournant à la même vitesse que le rotor de la MS principale. Le courant à la sortie est contrôlé par le calculateur et redressé par un pont à diodes, afin d'être adapté pour fournir la MS principale.
- Machine synchrone principale (MS principale) : C'est une MSRB normale, avec une excitation assurée par la MS auxiliaire et le circuit de puissance situé au rotor.

3.2.b) Modélisation

Le circuit composé par les trois machines synchrones est équivalent, vis-à-vis de la simulation électrique, à une MSRB avec une excitation contrôlée. Par conséquent, uniquement la MS principale sera vraiment modélisée, comme une machine synchrone à excitation séparée. L'alimentation du circuit d'excitation consiste en une source de tension contrôlée.

Les deux autres machines servent à générer cette excitation, qui se traduit en une absorption de la puissance dans l'axe, modélisée comme une perte de couple avec le supercomposant « losses » :

$$C = \frac{V_{exc} \cdot I_{exc}}{\Omega_{MS}}$$

Et, dû à la petite puissance des machines, les pertes seront négligées par rapport à celles de la MS principale.

Quant à la partie mécanique, le frottement et l'inertie totaux, qui comprend ceux de la turbine, du multiplicateur et du générateur, sont modélisés. Ils sont agroupés dans un composant d'AMESim avec les deux paramètres f et J .

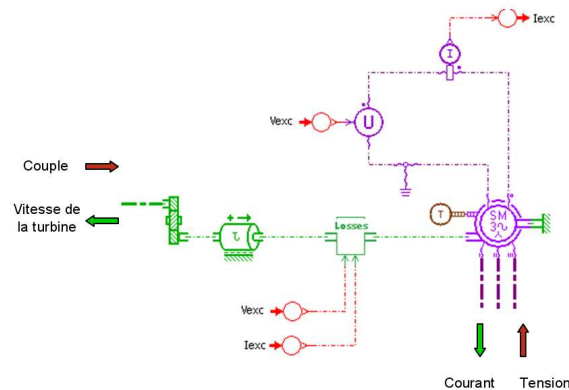


Figure 11 : Modèle AMESim du multiplicateur et des machines de génération électrique

3.3. Transformateur redresseur

3.3.a) Description

Un redresseur est nécessaire afin de pouvoir connecter la génération électrique alternative au réseau continu. En plus, un transformateur est souvent inséré puisqu'il ajoute un degré de liberté qui peut être utilisé pour diverses améliorations comme la réduction de pertes ou la qualité du courant.

Un simple transformateur triphasé étoile-étoile de rapport de transformation m suivi par un pont redresseur à diodes est d'abord utilisé. Afin de réduire les oscillations de courant (14.03%), un transformateur spécial avec 3 entrées et 6 sorties a été ensuite employé (voir Figure 12), suivi par deux ponts redresseurs à diodes. Avec cette configuration, les oscillations de courant ont été diminuées par un rapport de 4 (3.45%) et la fréquence s'est vue doublée. Par conséquent, les oscillations de tension dans le condensateur du bus qui sont dues à ce courant seront divisées par 8. Malgré qu'il y ait plus de bobines et de redresseurs, ils seront dimensionnés pour une puissance et un courant/tension plus bas (par exemple, I_A et I_B vaudront la moitié qu' I_{RAT}) et la masse et coût totaux n'augmenteront pas beaucoup. De plus, la régulation du courant, qui considère le courant I_{RAT} comme purement continu, sera meilleure dans ce cas. Cette configuration sera donc utilisée finalement.

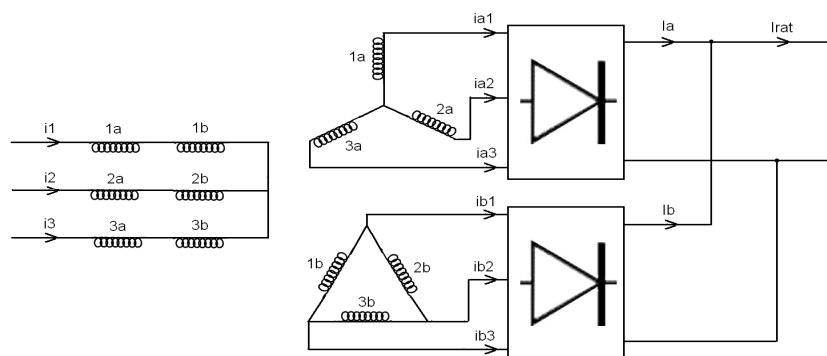


Figure 12 : Transformateur redresseur

3.3.b) Modélisation

Le redresseur de courant sera modélisé avec un composant disponible en AMESim, le pont à 6 diodes. Il prend en compte des pertes dans chaque diode, en le considérant comme un élément résistif en conduction. Pourtant, des basses valeurs ont été choisies et les phénomènes dynamiques ont été négligés comme première approximation.

En ce qui concerne le transformateur spécial, ne disposant que d'un transformateur monophasé en AMESim, deux supercomposants seront créés (voir Figure 13). Le SC1 est composé tout simplement par trois transformateurs monophasés idéaux. Par contre, le SC2 a été créé avec la librairie « Signal » en respectant les règles de Kirchhoff pour un transformateur triangle-étoile et la méthodologie de calcul du logiciel liée à la causalité.

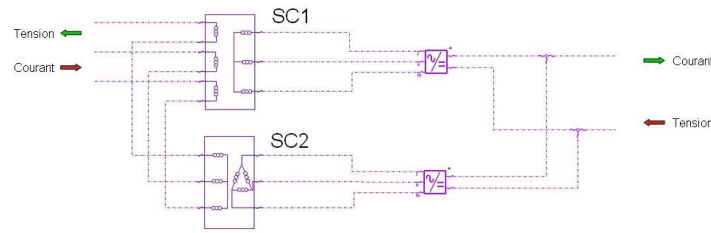


Figure 13 : Modèle AMESim du transformateur redresseur

Les inductances de fuites des transformateurs seront négligées mais le reste des inductances et les résistances seront considérés en augmentant les paramètres utilisés pour la machine synchrone.

3.4. Source de puissance : supercondensateur et hacheur

3.4.a) Description

Le supercondensateur a été choisi comme le meilleur moyen de stockage pour servir de source de puissance dans l'hybridation. Un hacheur sera inséré entre le supercondensateur et le réseau, ce qui permet d'utiliser son degré de liberté pour contrôler le courant délivré. En plus, de cette façon, la tension du supercondensateur V_{SC} ne sera pas dépendante de celle du réseau et avec un hacheur élévateur ou Boost, cette valeur pourra être plus basse. La topologie doit être réversible en puissance puisque la puissance fournie par le stockage sera de moyenne zéro (voir Figure 14) :

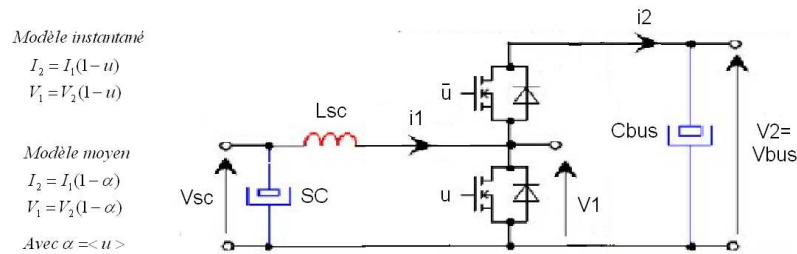


Figure 14 : Hacheur élévateur de tension

3.4.b) Modélisation

Un modèle simple sera utilisé pour le supercondensateur, consistant en un condensateur en série avec une résistance qui représente les pertes. Les pertes de l'inductance et du convertisseur seront agroupés dans une autre résistance R_{CVS} .

Quant aux interrupteurs de puissance réversibles et, dans le cas instantané, l'association d'un transistor et une diode idéaux, disponible en AMESim, sera utilisé. Par contre, le modèle moyen sera aussi analysé pour ainsi être capable de choisir le modèle le mieux adapté pour la simulation du système. Cette fois, le transformateur disponible en AMESim, qui sert aussi à des variables continus, sera employé afin de représenter les formules correspondantes (voir Figure 15).

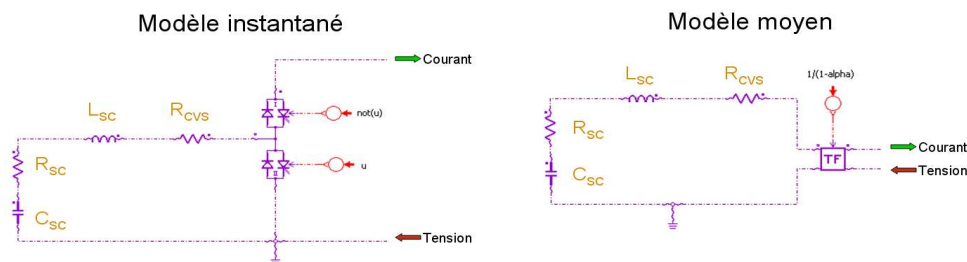


Figure 15 : Modèles AMESim du supercondensateur et du hacheur

3.4.c) Dimensionnement

Supercondensateur

Pour le supercondensateur, aucune analyse ne sera réalisée. Comme le profil de puissance de charge qui sera utilisé dans ce travail est similaire en valeur et forme à celui de la Référence 1 [Ref1], le dimensionnement et choix du composant effectués seront considérés comme valides. Les valeurs qui seront donc employées :

$$C_{SC} = 7F \quad R_{SC} = 0.16\Omega \quad m = 16.7kg$$

Inductance

Pour limiter les oscillations de courant dans le supercondensateur dues au découpage au 10% du courant maximal qui intervient dans le dimensionnement du supercondensateur (I_{MAX}), une valeur sera fixée pour l'inductance. La valeur critique de α sera utilisée pour son dimensionnement :

$$\Delta I_{MAX} = \frac{V_{BUS}(1-\alpha)\alpha}{f_{DEC} \cdot L_{SC}} \Rightarrow L_{SC} = \frac{V_{BUS}}{4 \cdot f_{DEC} \cdot \Delta I_{MAX}}$$

Pertes hacheur

La résistance de pertes dans le convertisseur modélise un rendement de 95% au point nominal de fonctionnement [Ref1]. Cette résistance sera additionnée à la résistance de la bobine, avec R_{CVS} comme résultat :

Condensateur de bus

Le condensateur de bus doit limiter la variation de la tension de bus. Les trois causes de ces variations de tension sont : les ondulations du courant du SC provoquées par le découpage, les ondulations du courant provenant de la RAT provoquées par un redressement imparfait, et les transitoires de courant de charges. Cependant, cette dernière cause est la plus importante et sera la seule à considérer. En effet, quand il y a des changements très rapides de la puissance demandée, la dynamique de l'ensemble SC-hacheur ne permettent pas de suivre le courant requis, et sera le condensateur de bus qui fournira ou absorbera cette puissance, avec une variation de tension de bus. La valeur du condensateur pour limiter cette variation à 6V, en supposant une perturbation en échelon de courant sera estimée de façon approximée :

$$C \approx \frac{I \cdot t_s / 2}{\Delta V_{BUS}}$$

3.5. Actionneur électro-hydraulique (EHA)

L'étude des actionneurs électro-hydrauliques est très importante pour la modélisation des charges essentielles puisqu'ils représentent une grande et très variable consommation. Les informations nécessaires pour caractériser l'EHA ont été obtenues de la Référence 1 [Ref1], de la Référence 4 [Ref4] et des exemples existants dans l'aide d'AMESim. Dû à sa complexité, la modélisation a été réalisée d'abord en Bond Graph [Ref1, Ref4] afin d'avoir une vision plus claire du système et, ensuite en AMESim.

3.5.a) Description

L'EHA fait partie des commandes de vol et se charge de contrôler la position d'une gouverne pour diriger l'avion. Il est exactement comme une servocommande hydraulique traditionnelle avec une conversion électrique-hydraulique à l'entrée.

Un schéma de l'EHA avec toutes ses parties est présenté dans la Figure 16, où il n'y a plus besoin d'un redresseur grâce au réseau continu et, par conséquent, il devient réversible en courant et en puissance. Les différents éléments montrés dans la figure vont être décrits :

- L'onduleur triphasé réversible apporte les deux degrés de libertés nécessaires pour contrôler la vitesse du moteur synchrone avec le couple maximal pour une certaine valeur du courant avec des commutations à 20 kHz.
- Le moteur, qui fonctionnera aussi comme générateur pour des courants négatifs, est une machine synchrone à aimants permanents. A cause du petit couple développé par les machines électriques de petite taille pour une certaine puissance, la servocommande est ensuite nécessaire pour contrôler la position de la gouverne. Cette MSAP sera commandé en vitesse.
- La pompe hydraulique est de type volumétrique et tourne dans le même axe que le moteur électrique. Elle transforme la puissance mécanique de rotation en énergie hydraulique, qui est apportée à l'huile. Par suite des grandes différences générées entre les pressions aux deux cotés de la pompe et extérieure, des fuites internes et externes existeront.
- Le vérin hydraulique est actionné par le fluide pompé et permet de déplacer la gouverne par moyen de la timonerie. Ce fluide subira une compression dans les deux chambres du vérin et des fuites internes et externes existeront aussi dans ce cas.
- Le circuit hydraulique se compose de divers éléments. Il y a un accumulateur, qui permet de récupérer les fuites externes de la pompe et du vérin et empêche la cavitation dans les conduites en imposant une limite pour la pression minimale par moyen de des valves. Un antisurpresseur ou limiteur de pression est utilisé et des pertes et une compression du fluide existeront aussi dans l'EHA.
- La timonerie déplace la gouverne actionnée par le vérin. Des raideurs d'ancrage et timonerie seront considérés, ainsi que des pertes provoquées par l'actionneur hydraulique redondant qui existe.
- La gouverne de commande de vol tourne lentement pour suivre la référence de position. Le mouvement de translation est converti en rotation grâce au bras de levier B_L , transformant la force du vérin en couple.

3.5.b) Modélisation

Chaque un des éléments est modélisé comme un composant d'AMESim ou un supercomposant formé par plusieurs composants (voir Figure16). Deux parties vont être différenciées : l'entrée, partie électrique avec l'onduleur et le moteur synchrone ; et la servocommande, partie hydraulique et mécanique avec le reste d'éléments.

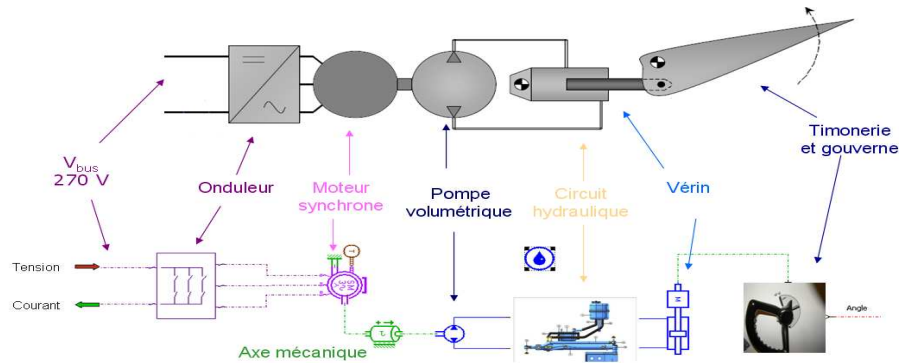
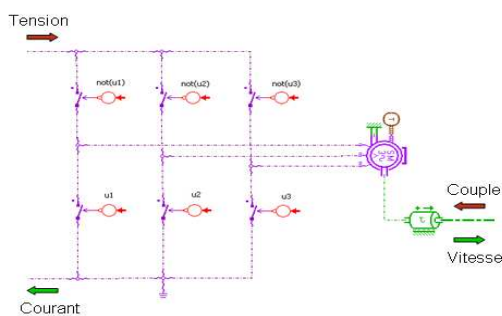


Figure 16 : Modèle AMESim d'un actionneur électro-hydraulique (EHA)

Partie électrique

L'onduleur triphasé avec causalité en tension n'existe pas en AMESim et il a été créé à partir de six interrupteurs idéaux. Le moteur sera représenté par un modèle d'une machine synchrone à aimants permanents et une inertie modélise les pertes par friction et les inerties existantes dans l'axe, le moteur et la pompe.

Modèle instantané



Modèle moyen

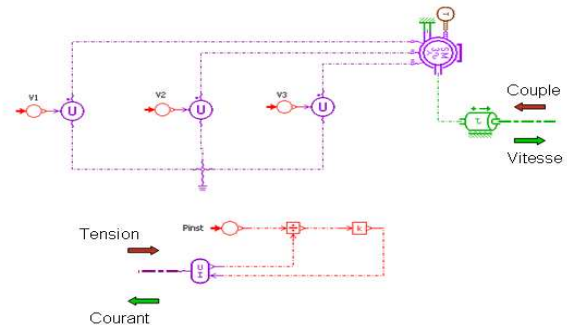


Figure 17 : Modèle AMESim instantané et moyen de la partie électrique

Un modèle moyen est aussi utilisé pour l'onduleur. Il utilise la loi de la conservation de la puissance instantanée pour faire une liaison entre le circuit monophasé et le triphasé. Ce modèle a une précision plus basse mais il a l'avantage d'être plus simple et le temps de simulation sera donc réduit. Plus bas, avec la simulation, une comparaison entre modèles et un choix de la meilleure option auront lieu. Les deux cas peuvent être observés dans la Figure 17.

Servocommande

Un modèle Bond Graph de la servocommande avec des transformateurs (transformation entre variables de nature différente), des éléments capacitifs (imposition d'effort), des éléments inductifs (imposition de flux) et des éléments résistifs, similaire à celui de la Référence 1 [Ref1], a été très utile pour la modélisation du système.

La pompe volumétrique est modélisée comme une pompe idéale (transformateur en Bond Graph), suivie par des valves qui représentent les fuites externes et internes. Etant le volume très faible, avec un rapport de $D = x \text{ cm}^3/\text{rad}$, la compressibilité du fluide dans la pompe peut être négligée.

L'accumulateur à gaz impose une pression faible quasiment constante mais plus élevée que la pression atmosphérique, qui servira comme limite inférieure. De cette façon, deux valves, empêchent que la pression descende en dessous de cette valeur et que la cavitation ait lieu. Les valves fonctionnent comme des diodes en électrique, avec une chute de pression de 0.1 bar en conduction et sans pertes quand ils sont fermés.

Ensuite, le modèle existant en AMESim pour des lignes hydrauliques avec des pertes par friction et la compressibilité de l'huile sera utilisé. La simplicité du modèle AMESim, qui calcule les paramètres à partir de données des dimensionnes et caractéristiques des conduites, et le fait qu'un élément capacitif soit nécessaire pour une correcte causalité va nous mener à considérer les pertes et la compressibilité dans la ligne, même si les valeurs ne sont pas très élevées.

Pour modéliser la valve antisurpresseur, deux valves en antiparallèle seront utilisées. Elles laissent passer le fluide une fois que la différence de pression dépasse les 200 bars, comme mesure de sécurité.

Le vérin est représenté par un élément qui prend en compte la compressibilité de l'huile dans les chambres, la masse et la friction. Pourtant, les fuites internes et externes peuvent être négligées par rapport à la pompe. La compressibilité est calculée à partir de des données de dimensions du vérin et de caractéristiques du fluide, directement par AMESim, et la masse et la friction sont introduits. Bien que la masse ne soit pas très importante pour la modélisation du système, elle sera considérée pour respecter les règles de causalité. La transformation de pression en force se fait avec une surface de

$$S = \frac{\pi}{4} (D_e^2 - D_i^2) = x \text{ cm}^2$$

Les raideurs d'ancrage et timonerie sont agroupés et modélisés comme un élément capacitif en parallèle avec un élément résistif. En outre, les pertes provoquées par l'actionneur hydraulique redondant seront considérées comme une perte constante de force.

Ensuite, un modèle du bras de levier, qui réalise une simple transformation, est utilisé, avec un rapport de $B_L = x$ mm. Elle fait tourner la gouverne, qui est représentée par une grosse inertie avec des pertes par friction et des limites de position. Finalement, un couple constant modélise de façon très approximée la résistance de l'air.

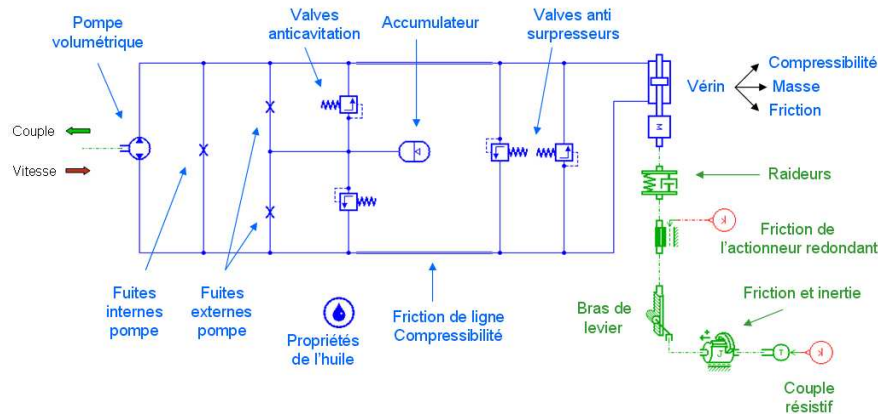


Figure 18 : Modèle AMESim de la servocommande

3.6. Charges électriques

Les charges constantes seront modélisées très simplement. Avec la librairie « Signal » d'AMESim, un supercomposant dont son courant suit les variations de tension pour obtenir une puissance constante est créé. En plus, des modèles des EHAs avec des références de position différentes et, par conséquent, des profils de puissance différents seront ajoutés en parallèle pour générer le profil global des charges.

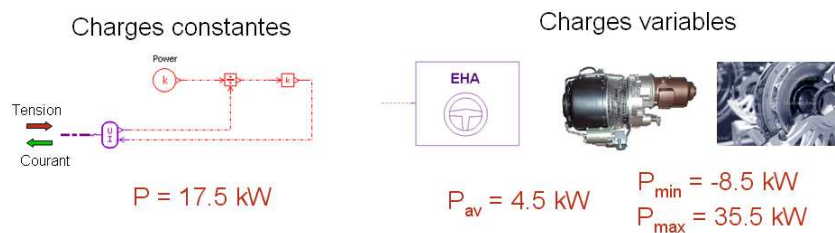


Figure 19 : Charges électriques

4) REGULATION

Les charges consomment une certaine puissance et les sources sont obligées à garantir la disponibilité de cette puissance chaque moment. C'est pourquoi deux groupes peuvent être distingués vis-à-vis de la régulation :

- La régulation des charges dépend du type de charge et directement de la mission de vol mais ne dépend généralement pas du système complet. Par exemple, un EHA qui suit une référence de position en fonction des manœuvres à faire ou des plaques de cuisine qui travaillent en fonction de la nourriture commandée par les passagers. Par conséquent, ces régulations seront réalisées en premier lieu.
- La régulation de chaque source dépend totalement de la puissance consommée par les charges ainsi que de la puissance fournie par l'autre source. De cette manière, chaque source doit être suspendue au fonctionnement du système et va accomplir une certaine fonction par rapport à ses caractéristiques. Par conséquent, ces régulations seront réalisées au final, une fois que la régulation de charges et la compréhension du système aient eu lieu.

Dans tous les cas, chaque un des trois systèmes à contrôler sera divisé en sous-systèmes de sorte à assurer le bon fonctionnement d'une partie avant de l'ajouter à un ensemble. Ainsi, une source (de tension/couple/vitesse...) sera ajoutée quand nécessaire pour compléter le sous-système et modéliser les entrées et les sorties.

4.1. Actionneur électro-hydraulique (EHA)

4.1.a) Partie électrique

Pour la régulation de la partie électrique de l'EHA (voir Figure 17), une source de tension constante de $V_{BUS} = 270$ V à l'entrée et une source de couple constante à la sortie seront considérées. Le processus pour arriver à commander la vitesse de la machine synchrone est le suivant :

- Le but est que la machine électrique suive une référence de vitesse. Pour cela, le couple électromagnétique nécessaire sera calculé grâce au régulateur de vitesse, parce qu'il agit sur l'accélération du moteur.
- Pour suivre la référence de couple, les courants statoriques seront calculés. De plus, comme un autre degré de liberté est disponible, les courants vont aussi créer un flux qui tourne perpendiculairement au flux du rotor afin que les valeurs des courants soient minimisées pour un certain couple.
- Pour établir ces courants, des valeurs des tensions de phase seront calculées avec un régulateur de courant.
- La valeur moyenne des tensions peut être fixée par moyen des rapports cycliques α de l'onduleur de tension.

La configuration finale de commande est montrée dans la Figure 20 et chaque partie, en commençant par la boucle interne, sera expliquée dans la suite.

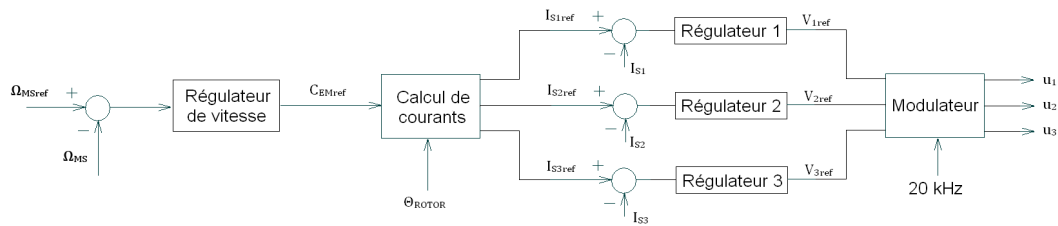


Figure 20 : Régulation de vitesse du moteur électrique

Régulation de tensions

L'objectif est de fixer les tensions de phase dans le moteur V_{1N} , V_{2N} , V_{3N} à partir des commutations à 20 kHz des interrupteurs u_1 , u_2 , u_3 (rapports cycliques α_1 , α_2 , α_3) et une tension constante de $E=V_{BUS}=270$ V (voir la Figure 20). La valeur de α_i sera directement calculée à partir de V_i pour notre système équilibré de la manière suivante :

$$\alpha_i = \frac{1}{2} + \frac{V_i}{E}$$

Par la suite de cette régulation, il y aura une non-linéarité pour la tension de phase à partir de $E/2=135$ V et c'est pour cela que la tension sera limitée à cette valeur. Avec une régulation avec harmonique de troisième ordre, une valeur de 155 V pourrait être atteinte mais il n'y en a pas besoin dans ce cas.

Régulation de courants

L'objectif est d'établir les trois courants I_{s1} , I_{s2} , I_{s3} de référence à partir des tensions de phase. Le modèle considéré pour le moteur prend en compte la résistance, l'inductance et la force électromotrice de la machine. Le synchronisme dans la machine ne sera pas encore atteint puisque le flux statorique, qui tourne à la fréquence des courants, augmente trop rapidement pour être suivi par le flux rotorique, qui tourne à la vitesse mécanique du rotor.

La régulation a été réalisée pour obtenir une bande passante de x rad/s (entre la vitesse de rotation $\omega_r < x$ rad/s et la fréquence de commutation $\omega_d=40000\pi$ rad/s), d'abord avec un régulateur PI suivi par un filtre passe bas. Il peut s'observer dans les résultats de simulation (voir Figure 21 à gauche), qu'il y a une bonne régulation de courant, avec un établissement rapide mais avec trop de dépassement.

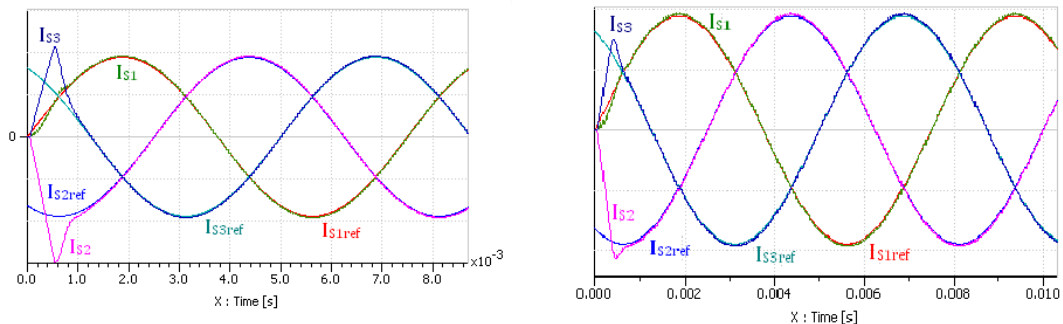


Figure 21 : Courant de stator sans (à gauche) et avec (à droite) anti-windup

Ensuite, une régulation avec compensation des forces électromotrices et une autre avec un régulateur PI double au lieu d'un PI-filtre ont été simulés. Pourtant, l'absence d'améliorations notables nous a conduits à rester avec le régulateur original.

Afin de réduire le fort dépassement des courants, qui nous amènerait à surdimensionner les éléments électriques, la technique anti-windup va être utilisée. En effet, un rapide établissement du courant est désiré, même quand la valeur de la tension est saturée à 135 V. C'est pourquoi l'intégration dans le PI est trop élevée et il y a un grand dépassement après la saturation. La solution consiste en réduire la constante d'intégration pendant la saturation de façon à annuler cet effet non linéaire qui n'avait pas été pris en compte dans le calcul du régulateur. Le dépassement a été réduit de 50% à 10% environ (voir Figure 21 à droite).

Régulation de couple

L'objectif est de générer les trois valeurs de courants telles que le couple soit celui de référence. Comme le couple est proportionnel à l'amplitude du courant, aucune boucle de contrôle ne sera nécessaire. L'autre degré de liberté disponible, l'angle des courants, sera utilisé pour atteindre le couple maximal pour une certaine amplitude. Cela s'obtient en plaçant le flux statorique perpendiculaire au flux rotorique, dont l'angle sera mesuré par un capteur de position.

$$C = \frac{3}{2} N_p \cdot \Phi_{\max} \cdot I_{s\max} \cdot \cos \psi \quad \text{et} \quad \psi = 0 \Rightarrow I_{s\max} = \frac{2 \cdot C}{3 N_p \cdot \Phi_{\max}}$$

Pour obtenir cet angle $\psi=0$, c'est-à-dire, les flux perpendiculaires, il faut les synchroniser. Avec θ la position du rotor, les courants sont définis :

$$I_{s1} = I_{s\max} \cdot \sin \theta, \quad I_{s2} = I_{s\max} \cdot \sin\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right), \quad I_{s3} = I_{s\max} \cdot \sin\left(\theta - \frac{4\pi}{3}\right)$$

De cette façon, la fréquence des courants est toujours la même que celle du rotor et le synchronisme est retrouvé.

Régulation de vitesse

L'objectif est de déterminer le couple nécessaire pour suivre la référence de vitesse. Pour cela, un régulateur PI est utilisé. Quant au modèle, un couple résistif constant, une inertie et une friction sont considérés.

Les valeurs sont calculées pour une bande passante de x rad/s. La compensation de couple n'est pas utilisée car elle n'apporte pas des améliorations importantes et le temps d'établissement t_s devient x ms.

Cette commande marche très rapidement pour des petites variations de vitesse, ce qui sera le plus habituel. Pourtant, pour les transitoires avec des variations de vitesse élevées, des dépassements très grands sont trouvés à cause de la saturation de couple. Afin de l'éviter, de même que dans les régulations de courant, un anti-windup est implémenté avec la suite d'une diminution importante du dépassement. Les résultats avec et sans anti-windup se montrent dans la Figure 22. Il peut s'observer que la saturation de couple provoque une intégration excessive de l'erreur et une couple de référence trop élevé dans le cas sans anti-windup.

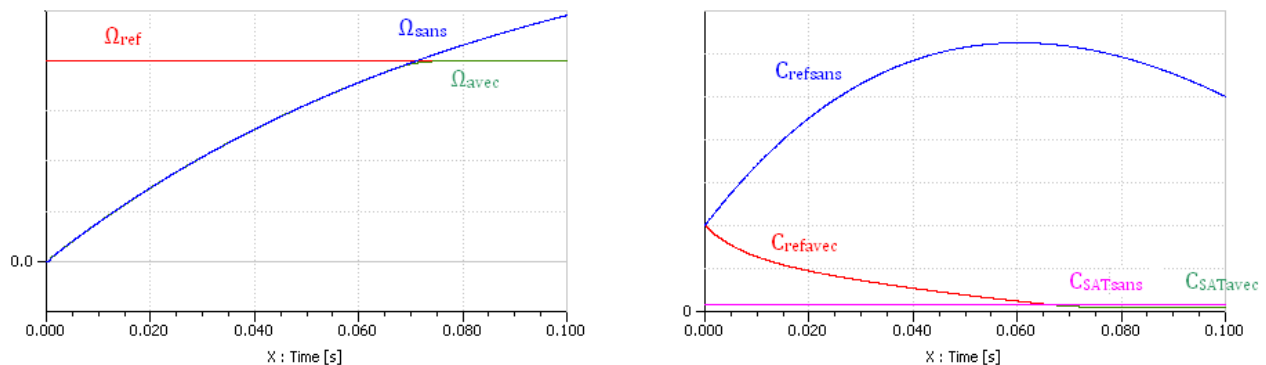


Figure 22 : Régulation de vitesse avec et sans anti-windup

Modèle moyen

Les références de tension sont directement appliquées au moteur (voir la Figure 17 à droite) et, étant les commutations éliminées du modèle, le temps de simulation s'est vu très réduit. Les résultats de simulation sont à peu les mêmes que dans le modèle instantané et, du coup, le modèle moyen sera utilisé pour la suite. Les résultats ne sont pas montrés car aucune différence ne peut s'observer à échelle normale.

4.1.b) Servocommande

Pour la régulation de la position de la gouverne dans la servocommande (voir la Figure 18), une source de vitesse réglable est utilisée à l'entrée puisqu'une régulation de vitesse parfaite dans la machine électrique est considérée. En effet, cette approximation ne posera aucun problème dû aux grandes différences de dynamique.

Le modèle global sera notablement simplifié pour la commande. Des éléments ne sont pas utilisés pendant le fonctionnement normal et d'autres ont une valeur très faible et peuvent être négligés sans beaucoup d'erreur. Les éléments les plus importants et qui seront pris en compte sont les relations de transformation (D, S, B_L), la compressibilité de l'huile dans les chambres du vérin (C), la friction de la gouverne (R) et l'inertie de la gouverne (L).

Le régulateur ne sera plus un PI à cause de la complexité du modèle. Un régulateur avec deux zéros pour compenser les deux pôles du système et avec deux pôles sera utilisé :

$$R_{\theta}(p) = \frac{k(p^2 + \frac{C}{R}p + \frac{1}{LC})}{(p+A)(p+B)}$$

Avec les valeurs de $A=x$, $B=x$ et $k=x$, le système en boucle fermée devient :

$$\frac{\theta_G}{\theta_{Gref}} = \frac{a \cdot b \cdot c}{(p+a)(p+b)(p+c)} \Rightarrow t_s = x \text{ s}, \text{Dépassement} = 0$$

Pourtant, dû aux beaucoup d'approximations qui ont été employées, des résultats moins performants mais valides sont obtenus avec la simulation : $t_s=x$ s, dépassement=15%. Ils sont montrés dans la Figure 23 :

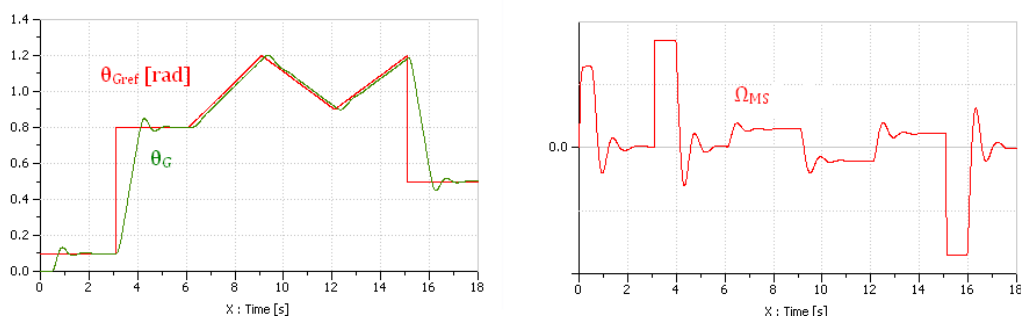


Figure 23 : Régulation de la position de la gouverne

4.1.c) Système complet

Comme il a été signalé, la régulation de vitesse de la machine électrique est assez rapide pour ne pas perturber la boucle de position. C'est pourquoi la régulation de position ne change pas pour l'ensemble et tout le système fonctionne correctement avec les mêmes caractéristiques que dans le cas précédent.

Finalement, une référence de position, correspondant à l'EHA pendant une partie critique de la mission d'urgence, a été générée afin de tester la régulation. Les saturations pour les références ont été fixées pour la vitesse du moteur à $\pm x/x$ rad/s, pour le couple électromagnétique à x Nm et pour la tension de phase à 135 V. Avec ces contraintes, les résultats obtenus sont les montrés dans la Figure 24 :

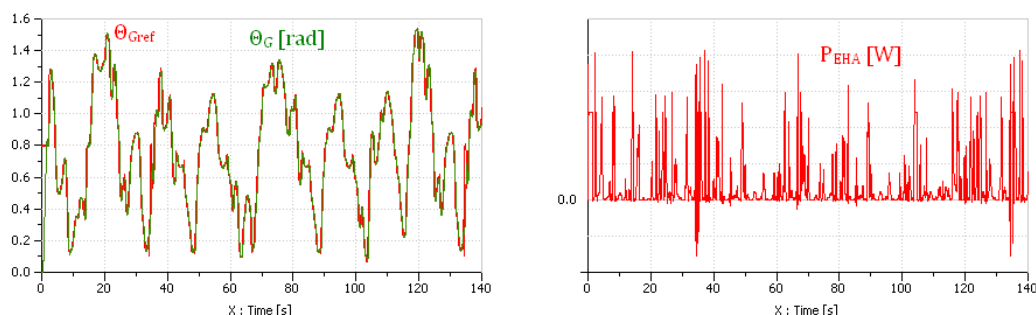


Figure 24 : Position de la gouverne et puissance pour la mission de secours

4.2. Régulation du système

Le système peut être divisé en trois parties connectées en parallèle : la RAT ou source d'énergie, le supercondensateur avec le hacheur ou source de puissance et les charges électriques. En ce qui concerne la causalité, les trois sont des sources de flux puisqu'ils imposent le courant aux éléments qui y soient connecté. Pourtant, pour réaliser une connexion en parallèle, il est forcément nécessaire une source de tension.

La solution qui sera prise, c'est d'ajouter une source d'effort en parallèle, le condensateur de bus, qui va imposer la tension et les trois systèmes autour lui imposeront le courant. Vis-à-vis de la régulation, l'ensemble source de puissance avec le condensateur (SC-H-C) sera contrôlé en tension et la RAT sera commandée en courant, comme il est montré dans la Figure 25 :

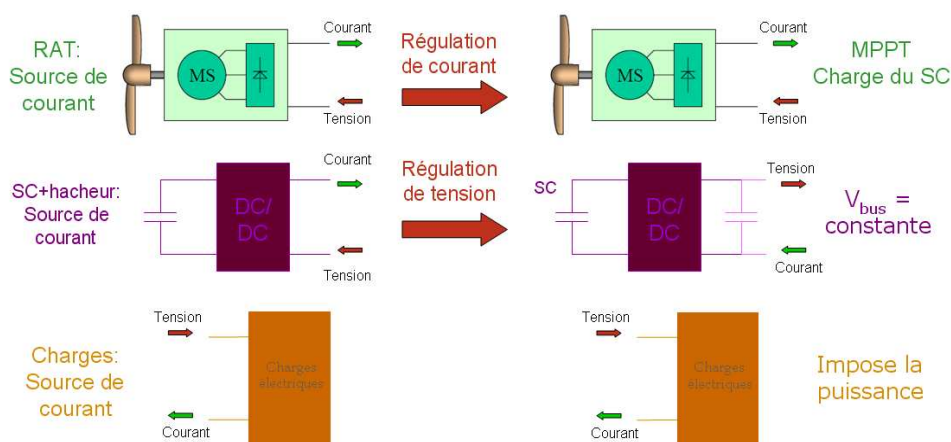


Figure 25 : Causalité et régulation du système

De cette façon, la tension de réseau sera fixée à 270 V. Les charges imposent la puissance et le courant de manière indépendante au système et ils ne peuvent donc pas être réglés. De même, la RAT peut aussi imposer une puissance et un courant quelconques, mais cette fois avec une valeur réglable (avec un maximum) grâce à la régulation de courant. Finalement, puisque le SC-H-C fixe la tension, le courant et la puissance lui seront imposés, ce qui provoque une variation de la tension du SC non contrôlée et qui peut causer une déstabilisation du système. C'est pourquoi le degré de liberté qui reste, le courant/la puissance de la RAT, sera utilisé pour assurer un bon état de charge de SC. Cela sera réalisé en utilisant la puissance maximale disponible dans le vent (MPPT ou Maximum Power Point Tracking) le plus de temps possible afin de minimiser le dimensionnement de la turbine.

Une fois que les charges et leur régulation ont été expliquées, la régulation de tension de bus sera présentée d'abord, suivi par la régulation de courant RAT et le calcul de cette référence.

4.3. Régulation de tension de bus

4.3.a) Régulation de courant supercondensateur

L'ensemble SC-hacheur impose un courant $I_{STOCK} = I_2$ (voir Figure 14) tel que la tension de bus vaille 270 V pendant toute la mission. Pour cela, le courant à l'entrée du hacheur $I_{SC} = I_1$ (voir Figure 14) sera contrôlé par moyen du rapport cyclique du hacheur α . Le modèle instantané de la Figure 15 sera utilisé.

Le régulateur qui sera employé est un IP, similaire au PI mais avec un dépassement plus faible grâce à l'annulation des zéros du système équivalent en boucle fermée. Ses paramètres seront calculés afin d'avoir un temps d'établissement de x ms et un dépassement du 1.5% en boucle fermée.

Ensuite, le modèle moyen a été utilisé (voir Figure 15). Les résultats de simulation pour le modèle instantané et moyen sont montrés dans la Figure 26. Une bonne régulation est obtenue avec des oscillations de courant comme différence entre les modèles.

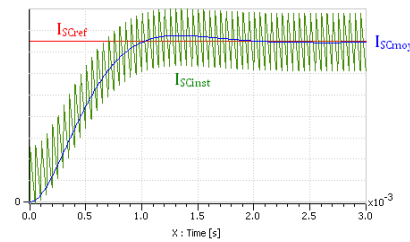


Figure 26 : Régulation de courant du SC (modèle moyen et instantané)

4.3.b) Régulation de tension

Un régulateur PI et des compensations du courant de charges et du courant provenant de la RAT seront implémentés. Les paramètres du PI seront calculés afin d'avoir un temps d'établissement de x ms et un dépassement du 1.5% en boucle fermée.

Pour représenter le reste du circuit (voir Figure 14), c'est-à-dire, la RAT avec les charges, une source de courant sera employée. Des variations de courant élevées et instantanées seront modélisées afin de commander la tension pour une situation plus défavorable que la réelle. Les résultats de simulation sont montrés dans la Figure 27 pour le modèle instantané et moyen, à gauche le courant du SC et à droite la tension de bus. Les faibles différences qui existent entre les tensions des deux modèles justifient l'utilisation du modèle moyen dans la suite.

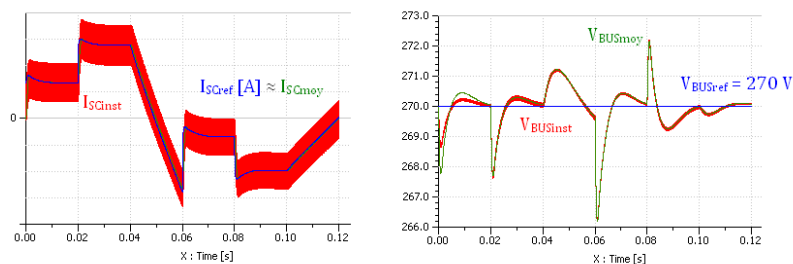


Figure 27 : Régulation de la tension de bus

4.4. Gestion MPPT (Maximum Power Point Tracking)

Comme il a été mentionné et il peut être observé avec la régulation de tension de bus, le courant fourni par le SC a une valeur qui dépend des courants I_{CH} et I_{RAT} et, du coup, aussi la tension du SC. Pour contrôler l'état de charge du SC, le courant I_{RAT} doit être donc contrôlé, ce qui sera expliqué dans le paragraphe II.4.4.b.

Ensuite, la valeur pour la référence de courant dans cette régulation sera définie. En effet, nous pouvons faire varier la puissance délivrée par la RAT, avec une limite supérieure en fonction de la puissance disponible dans l'air. La détermination de cette puissance est très importante pour minimiser le dimensionnement de la RAT et assurer un bon fonctionnement du système. Cela sera analysé dans le paragraphe II.4.4.c.

4.4.a) Turbine éolienne

Pour vérifier le correct fonctionnement du modèle de la turbine, des simulations avec des différentes valeurs de vitesse et hauteur de l'avion (puissance disponible) et des différentes valeurs du couple résistif à la sortie de la turbine (puissance requise) ont été réalisées. La puissance de sortie reste constante, elle ne dépend pas de la vitesse de la turbine. Pourtant, la puissance d'entrée dépend de la puissance disponible mais aussi de la vitesse de la turbine de la façon suivante :

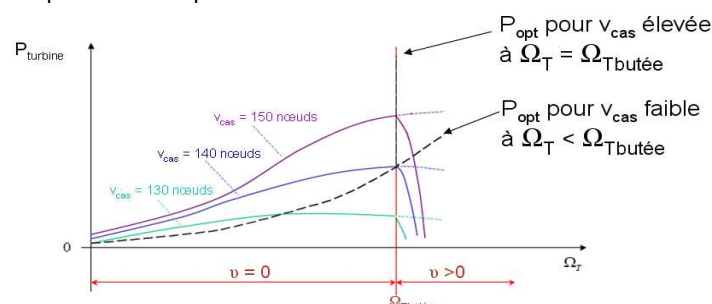


Figure 28 [Ref1]: Puissance absorbée par la turbine

Évidemment, la différence entre ces deux puissances se traduit en une variation d'énergie cinétique de la turbine et, par conséquent, une variation de la puissance qu'elle absorbe jusqu'à ce que l'équilibre soit trouvé. Dû à la forme des courbes de la Figure 41, les parties situées à droite du maximum sont stables et il y aura intérêt à y rester. De même, une puissance de charge ne devra jamais dépasser la puissance disponible (le maximum) puisque cela provoquerait un arrêt définitif de la RAT et de la génération électrique.

4.4.b) Régulation de courant I_{RAT}

L'objectif est de contrôler le courant continu I_{RAT} à la sortie du redresseur, qui est proportionnel à la puissance fournie. Le degré de liberté utilisé sera la tension d'excitation de la machine synchrone principale, qui fait varier le courant d'excitation et finalement le courant de sortie I_{RAT} (voir le système, Figure 6).

Deux étapes

D'abord, une régulation en cascade a été essayée. Deux modèles linéaires de la machines, en négligeant les perturbations, et deux régulateurs PI ont été utilisés pour la commande mais avec des trop de pertes dans le circuit d'excitation.

Ensuite, une commande en couple en employant la transformation de courants en d,q a été employée, avec des résultats toujours mauvais.

D'ailleurs, le problème est que le courant de sortie du générateur électrique a une composante I_{SD} beaucoup plus élevée qu' I_{SQ} , et par conséquent, il faut un trop grand courant d'excitation pour générer le couple nécessaire :

$$C = \sqrt{3/2} \cdot N_p M_{SF} I_{EXC} I_{SQ}$$

Afin de résoudre ce problème, j'ai changé le rapport du transformateur. Avec l'augmentation du rapport, I_{SQ} augmente avec une réduction de pertes mais les perturbations sur le sinus V_S deviennent trop élevées. En outre, une machine à pôles saillantes a été aussi utilisée, des compensations et des condensateurs ont été ajoutés... mais toujours avec trop de pertes ou une mauvaise commande.

Une étape

Finalement, une option moins théorique a été envisagée. Elle consiste en trouver la fonction transfert de deuxième ordre qui se ressemble le plus au comportement du système. Avec ce but, un échelon de tension d'excitation a été appliqué et une analyse de la réponse I_{RAT} a été réalisé. Le régulateur utilisé pour commande ce système possède une compensation de pôles, un pôle réel et un intégrateur :

$$R_{RAT}(p) = \frac{k(p^2 + 2\xi\omega_n p + \omega_n^2)}{p(p + A)}$$

Avec les paramètres $A=x$ et $k=x$, le temps d'établissement est x ms et l'équivalent d'un système de première ordre est retrouvé en boucle fermée :

$$\frac{I_{RAT}}{I_{RATref}} = \frac{a \cdot b}{(p + a)(p + b)}$$

Cette régulation a été testée pour des différents courants pour des puissances délivrées de valeur P_{MIN} , P_{MOY} et P_{MAX} avec des bons résultats, comme il est montré dans la Figure 29. Ce transitoire initial n'existe pas dans la réalité parce qu'un démarrage plus lent et contrôlé est réalisé. Le problème de cette régulation est qu'il n'y a qu'une étape et le courant d'excitation n'est pas contrôlé. Pourtant, il ne s'observe pas des valeurs dangereuses et cette régulation sera utilisée pour pouvoir continuer avec la gestion du système.

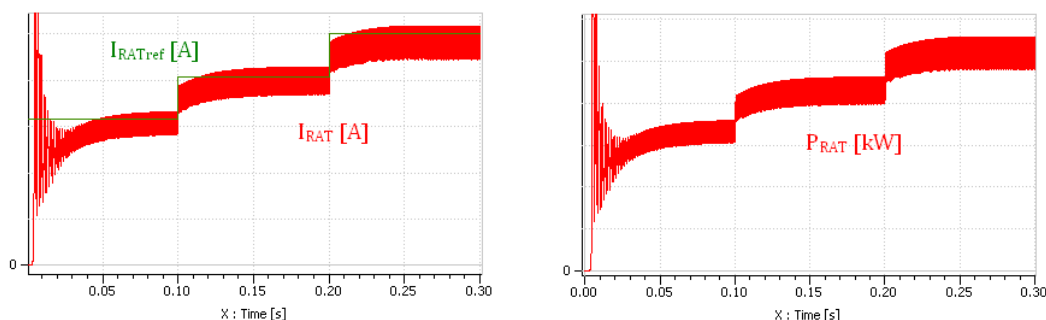


Figure 29 : Régulation de courant I_{RAT}

4.4.c) Système complet

Une fois que la RAT peut délivrer la puissance désirée dans chaque instant en tenant en compte la limite de la puissance disponible, il faut trouver la meilleure référence pour ce courant. Il faudra donc estimer la valeur maximale de puissance qui peut être fournie dans chaque moment, placer la turbine dans la partie stable sans dépasser jamais cette valeur maximale et élaborer la méthode pour gérer le système. De plus, si la turbine se fait fonctionner la plus part du temps près du point optimale, ses dimensionnes pourront être minimisées.

Calcul de la puissance maximale

D'abord, la puissance maximale absorbée par la turbine sera calculée, pour ensuite enlever les pertes dans la génération. D'une façon approximée puisque la hauteur n'a pas été prise en compte, les maxima se calculent à partir de la courbe et dans la partie signalée dans la Figure 28.

Pour le calcul de cette puissance maximale, la vitesse V_{CAS} et la hauteur h sont connues et par conséquent, ρ et V_T aussi (voir section II.3.1). Il se réalise de la manière suivante :

1. Calcul de la puissance maximale P_1 comme s'il n'y avait pas d'angle de calage variable, c'est-à-dire la courbe discontinue dans la Figure 28 (avec $v=0$) et la vitesse de la turbine correspondante Ω_1 . Comme $v=0$, la vitesse de la turbine est variable pour que $\lambda = \lambda_{OPT}$ et, du coup, $C_P = C_{POPT}$ (valeurs maximales).

$$P_1 = \frac{1}{2} \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \cdot C_P \quad \text{et} \quad \Omega_1 = \frac{v_T \cdot \lambda}{R_T}$$

2. Calcul de la puissance P_2 pour une vitesse de turbine $\Omega_2 = \Omega_{Tbutée}$. L'angle v aussi vaut 0 dans ce cas ; en effet, il est juste sur le point limite, et λ varie en fonction des conditions d'entrée.

$$\lambda = \frac{R_T \cdot \Omega_{Tbutée}}{V_T} \Rightarrow C_P = f(\lambda, v=0) \Rightarrow P_2 = \frac{1}{2} \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \cdot C_P$$

3. La puissance P_1 sera toujours plus grande que P_2 mais, dû à la supposition d'un angle de calage $v=0$, elle ne sera pas toujours la réelle.

$$\Omega_1 < \Omega_{Tbutée} \Rightarrow P_{OPT} = P_1, \Omega_{OPT} = \Omega_1$$

$$\Omega_1 > \Omega_{Tbutée} \Rightarrow P_{OPT} = P_2, \Omega_{OPT} = \Omega_{Tbutée}$$

4. Une fois que la puissance optimale fournie par la turbine a été calculée, les pertes de la boîte de vitesse seront enlevées d'abord :

$$P_{BV} = f \cdot \Omega^2$$

5. Ensuite, les pertes de la machine synchrone seront ajoutées. Elles ont été estimées de façon expérimentale, en plaçant le système à travailler dans le point optimal pour plusieurs puissances. Après, une interpolation de deuxième ordre a été réalisée afin de pouvoir calculer la puissance de sortie en fonction de celle d'entrée.
6. Finalement, pour que la turbine ne puisse pas se situer très proche de la partie instable (à gauche du point optimale) et y tomber à cause des perturbations, un coefficient de sécurité de 0.99 sera appliqué à la puissance obtenue à la fin. Ainsi, comme la référence sera toujours fixée à une valeur plus petite que cette puissance, la turbine restera dans la partie droite, avec une stabilité garantie.

Gestion MPPT/Puissance requise

Les données d'entrée pour générer la référence seront la puissance maximale qui peut être fournie par l'ensemble RAT P_{OPT} (déjà calculée), la puissance demandée par les charges dans chaque instant P_{CH} (mesurée), et la tension du supercondensateur V_{SC} (mesurée).

La tension du SC sera l'entrée d'un régulateur d'hystérésis avec des limites pour la tension maximale et minimale. Pour garantir un bon fonctionnement du SC et une sécurité au niveau de l'énergie stockée, l'état de charge sera limité entre le 75% et 90% de l'énergie totale, ce qui correspond à une tension entre V_{MIN} et V_{MAX} respectivement [Ref1]. La sortie du régulateur sera donc une valeur binaire qui détermine si le SC est train de passer de V_{MIN} à V_{MAX} (en charge) ou de V_{MAX} à V_{MIN} (en décharge).

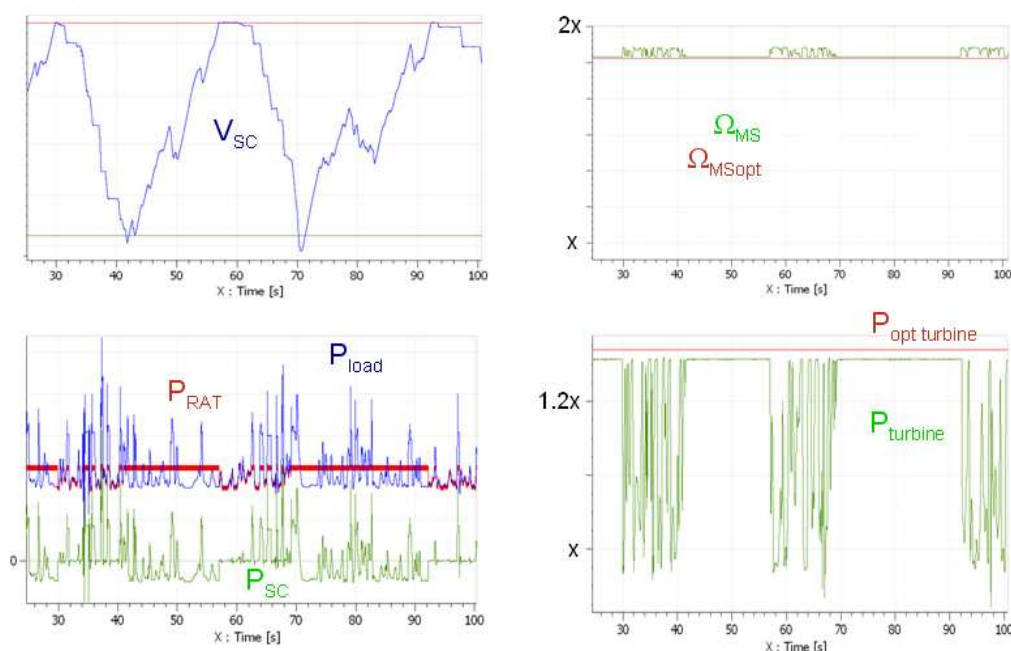


Figure 30 : Simulation AMESim de la gestion MPPT/Puissance requise

L'idée de la régulation consiste en favoriser l'état de charge supérieur puisqu'il est plus stable si jamais il y a des problèmes pas prévus. Ainsi, le cycle de charge aura lieu plus rapidement que le cycle de décharge, où la référence de puissance dans la régulation peut avoir deux valeurs différentes, à savoir la puissance optimale (MPPT on) ou la puissance demandée par les charges (MPPT off) :

- Charge : $P_{REF}=P_{OPT}$. La puissance délivrée par la RAT est quasiment constante et varie uniquement avec les conditions de vol de l'avion. Même si la puissance demandée par les charges est très variable et dépassera certainement cette valeur optimale, sa valeur moyenne est plus petite et une charge du SC sera observée en moyenne.
- Décharge : Si $P_{CH}<P_{OPT}$, alors $P_{REF}=P_{CH}$, Si $P_{CH}>P_{OPT}$, alors $P_{REF}=P_{OPT}$

La puissance fournie par la RAT est normalement la puissance demandée par les charges et la tension du SC ne variera quasiment pas. Pourtant, quand cette puissance requise dépasse la valeur de puissance optimale, la RAT n'est plus capable de la fournir et elle ne fournira que la puissance optimale, avec une décharge du SC.

Les résultats de simulation sont montrés dans la Figure 30. Les stratégies de commande pendant les états de charge et décharge, avec le MPPT on et off pour les puissances de la RAT et la turbine, peuvent être observés. Les variations de la puissance délivrée avec les petits changes de vitesse grâce à la variation de l'angle de calage des pâles, en restant toujours dans la partie stable de la courbe (voir Figure 28) doivent aussi être signalées.

4.5. Dynamique

La justification du choix des caractéristiques dynamiques des régulations, ainsi comme la contribution de chaque élément pour fournir la puissance demandée, dans le domaine fréquentiel, seront expliquées dans ce paragraphe.

En ce qui concerne la régulation de la tension de bus, la boucle de courant du SC et la boucle de tension de bus doivent être le plus rapide possible afin de minimiser le dimensionnement du condensateur de bus. Le temps d'établissement obtenu pour la boucle de courant est donc t_1 ms et, afin de séparer les modes, et de t_2 ms pour la boucle de tension.

Quant à la régulation du courant I_{RAT} , il doit s'établir plus lentement que la tension de bus pour ne pas perturber cette tension mais, en même temps, il doit être rapide afin de contribuer aux transitoires de puissance de charge pendant le MPPT off. De cette façon, une valeur de temps d'établissement égale à t_3 ms est choisie :

	MPPT on	MPPT off	Fréquence de coupure
RAT	Basse fréquence	Basse fréquence Moyenne fréquence	F_3
SC	Basse fréquence Haute fréquence	Haute fréquence	F_1
C_{BUS}	Très haute fréquence	Très haute fréquence	

Tableau 3 : Réponse fréquentielle du système

En effet, quand le MPPT est actif (voir Tableau 3) :

- La RAT fournit la puissance optimale qui ne correspond pas avec la puissance moyenne demandée.
- Le supercondensateur fournit le reste de la puissance nécessaire, y compris une composante continue qui provoque sa charge ou décharge, mais il est limité par sa fréquence de coupure de F_1 .
- Finalement, le condensateur fournit le reste de la puissance demandée, celle avec une fréquence supérieure à F_1 approximativement.

De même, quand le MPPT est inactif (Tableau 3) :

- La RAT suit la puissance demandée par les charges mais elle est limitée par sa fréquence de coupure à F_3 .
- Le supercondensateur fournit la puissance de fréquence comprise entre F_3 et F_1 à peu près, sans subir aucun change dans sa tension en valeur moyenne.
- Le condensateur de bus travaille de même manière qu'avec le MPPT actif, en fournissant la très haute fréquence.

5. MISSION DE SECOURS

La mission d'urgence est définie dans le paragraphe I.2.2 avec une durée d'à peu près 30min. Pourtant, le temps de simulation étant très haut, il faut faire attention à ne pas réaliser de calculs redondants. Dans ce cadre, une période de 140s, pendant le temps le plus représentative sera simulé.

Cette période correspond aux 140 dernières secondes de la mission parce qu'elle représente l'approche du sol jusqu'à la déconnexion de la RAT, la situation la plus critique. Effectivement, pendant que l'avion s'approche du sol, des charges comme les actionneurs de commande de vol ou le train d'atterrissage demandent une plus haute puissance. En plus, comme la vitesse de l'avion est plus faible, l'énergie disponible est aussi plus faible.

Une vitesse de l'avion constante dans une valeur très basse de 140 nœuds et une puissance requise fortement variable seront donc choisies pour la simulation. Les résultats de simulation sont montrés dans la Figure 31 :

Des différents points peuvent être signalés :

- La tension de bus subit des variations plus grandes lorsque la puissance des charges varie très rapidement. En tout cas, la valeur de 270 V est rapidement établie grâce à la rapide dynamique. De même, ces variations n'atteignent pas des limites très élevées et la valeur maximale de 277 V, un 2.6% de différence par rapport à la tension nominale, reste dans les limites des normes d'Airbus.

- Le cycle d'hystérésis de la tension du SC est bien implémenté. Cette tension reste entre les limites de 216 V et 237 V pendant toute la durée de la mission, à l'exception du final où, avec la puissance requise par les charges trop élevée, la stratégie MPPT n'arrive pas à faire monter la tension. Pourtant, cette diminution n'est pas importante puisque la valeur atteinte ne pose aucun problème de fonctionnement et, en plus, la RAT est sur le point d'être retirée.

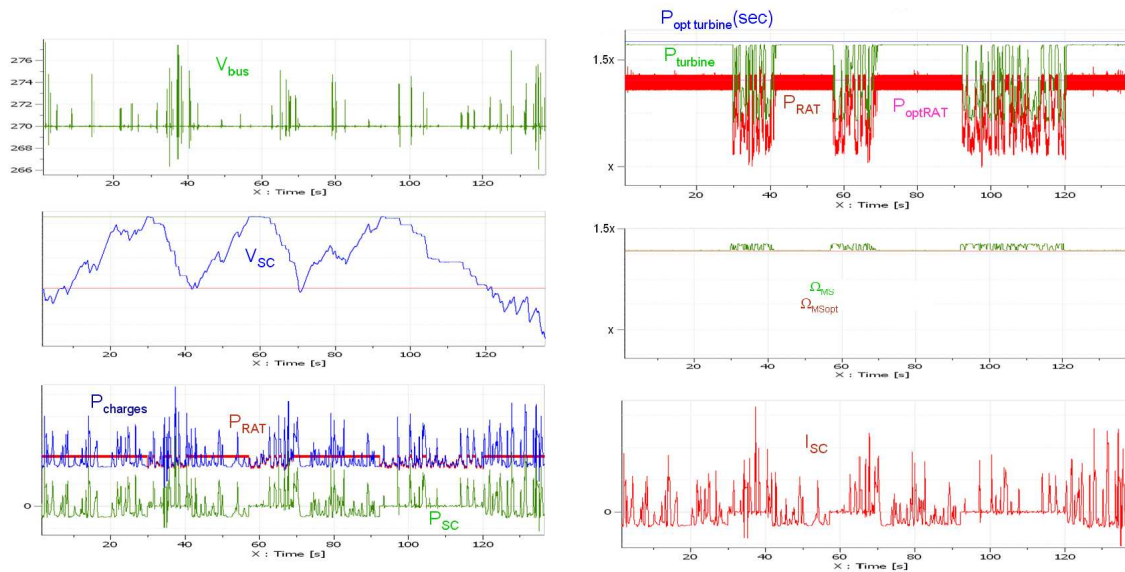


Figure 31 : Simulation AMESim de la mission de secours

- La stratégie de gestion peut être observée dans la troisième et quatrième figure : lorsque le SC est en charge, la puissance absorbée par la turbine et la puissance délivrée par la RAT sont les optimales. En outre, lorsque le SC est en décharge, la puissance délivrée par la RAT suit la puissance des charges sans une variation appréciable de la tension du SC (voir période 107s-114s approximativement) sauf quand cette puissance demandée excède la puissance optimale disponible et la puissance délivrée devient la puissance optimale, avec une diminution de la tension du SC (voir le pic de puissance dans le période 104s-105s).
- La vitesse reste constante et égale au point optimal lorsque le MPPT est actif. Lorsque le MPPT est inactif, les variations de puissance désirées sont réalisées avec une faible variation de la vitesse et toujours loin de l'instabilité.
- La dernière figure sert à dimensionner le SC et le hacheur en termes de courant. Ainsi, le courant du SC atteint une valeur de x pour les conditions les plus critiques.

6. CONCLUSION

En plus de la simplicité du système liée aux variables continues, plusieurs autres avantages sont retrouvés pour notre système hybride RAT - batterie de super condensateurs avec cette stratégie de commande par rapport au système original avec la RAT seule :

- Il y a une bonne régulation de la tension de bus avec, par conséquent, une bonne qualité du réseau.
- La régulation par hystérésis de la tension du SC assure une disponibilité énergétique d'au moins 75% de l'énergie totale du SC et ainsi, un bon fonctionnement est garanti pendant la situation d'urgence envisagée et une prévention au cas où il y aurait des problèmes pas prévus. De même, cette haute tension limite les pertes du SC en assurant un bon rendement et une plus facile évacuation de la chaleur générée.
- L'hybridation de la source de puissance avec la commande MPPT de la RAT permet d'atteindre une réduction de 35% du rayon de la turbine et la puissance du générateur électrique. De cette manière, la masse totale du système se verra réduite. D'une façon très approximative, les masses peuvent être estimées comme x kg pour le système original et x kg pour le système hybride, c'est-à-dire une réduction de x kg ou 31%.
- La limitation de la puissance délivrée par la RAT au 99% de la puissance optimale évite le possible décrochage de celle-ci même dans le cas d'une surcharge excessive. En effet, la RAT travaille tout le temps dans la partie stable de la courbe puissance-vitesse, à une vitesse plus grande que la vitesse dans le point optimale Ω_{Topt} et avec la marge de sécurité. Pourtant, une surestimation de cette puissance optimale calculée pourrait conduire à demandé trop de puissance à la RAT et à son décrochage. Comme autre mesure de sécurité, une réduction rapide du courant de référence devra se réaliser si la vitesse de la turbine atteint des valeurs plus basses que Ω_{Topt} afin que la vitesse augmente encore jusqu'à des valeurs stables. Pendant, le système de stockage assurera la fourniture d'énergie.

Quant aux désavantages, la fiabilité globale sera légèrement réduite et le système deviendra plus dépendant de l'électronique de puissance.

En résumé, même si la stratégie de commande ne respecte pas le principe d'hybridation de base, avec la séparation de puissances basses et hautes fréquences, une très bonne utilisation de la RAT avec le MPPT et une grande disponibilité du stockage sont retrouvées grâce à cette régulation. Toutes ces caractéristiques et surtout une diminution de la masse très importante, nous conduisent à considérer ce système meilleur que le système utilisé actuellement avec la RAT seule et il devra être comparé avec le système avec la PAC qui sera analysé dans la suite.

III. PILE A COMBUSTIBLE (PAC)

Dans ce chapitre, une pile à combustible et une batterie de supercondensateurs sont utilisées comme source d'urgence pour délivrer la puissance requise par les charges essentielles dans chaque instant. Comme il a été signalé, cette hybridation, installée au sein d'un réseau continu, a plusieurs avantages par rapport au système existant actuellement avec une RAT seule et un réseau alternatif : qualité et stabilité du réseau, simplicité de contrôle, réduction de la masse du système, apparition de variables à optimiser (comme la puissance à fournir par chaque source), réversibilité des charges et meilleur fonctionnement des sources.

Afin de valider que tous ces avantages sont en effet des améliorations, la modélisation de la PAC, son dimensionnement, des commandes, des simulations et des optimisations seront réalisés à l'aide des logiciels LMS AMESim (de simulation système), Optimus (d'optimisation) et Matlab. Pourtant, le but de l'étude étant effectuer une conception système, il n'y aura pas d'analyses très approfondis et, la régulation globale et l'optimisation seront les points principaux à suivre.

Avant de commencer, le système sera présenté. Puisque la PAC est le seul élément à avoir changé, elle sera décrite en détail, y compris ses caractéristiques, son dimensionnement, sa modélisation et sa commande. D'abord, tous les éléments seront grossièrement dimensionnés, en supposant qu'il n'y a pas de couplage entre eux et la simulation de la mission d'urgence sera réalisée. Ensuite, l'optimisation de la masse et la consommation fixera les paramètres optimaux et la simulation de toute la mission sera relancée. Finalement, des conclusions seront extraites.

1. PRESENTATION DU SYSTEME

Les trois parties du système peuvent être bien différenciées dans la figure 32. La PAC, source d'énergie, est située en parallèle avec le supercondensateur, source de puissance afin de fournir les charges électriques. Des convertisseurs statiques DC/DC sont nécessaires pour lier les sources au réseau continu et un condensateur, ajouté au réseau, filtre les harmoniques de courant et tient une valeur de tension quasiment constante et égale à 270 V.

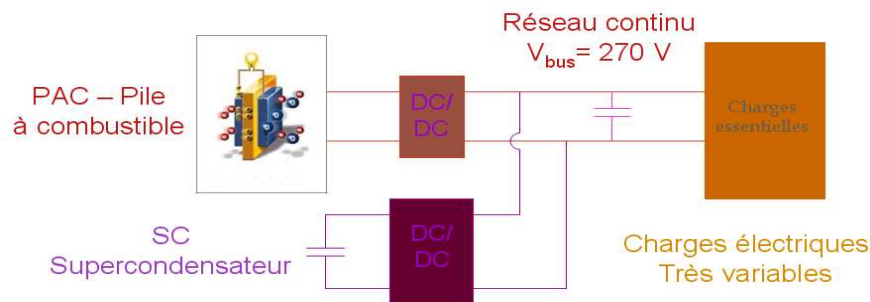


Figure 32 [Ref8] : Réseau de secours avec la PAC

La PAC utilise le combustible stocké dans le réservoir pour générer la puissance électrique nécessaire. Un hacheur doit être ajouté entre la PAC et le réseau à cause de la différence de tension, ce qui va faire possible l'utilisation du degré de liberté qu'il apporte (le rapport cyclique) pour réguler le courant de la PAC et, ainsi, la puissance délivrée.

Les charges électriques restent, bien entendu, les mêmes puisque elles sont imposées pour notre système. De même, le système d'hybridation ne va pas changer de forme.

Quant à la masse du système, elle sera diminuée par rapport au système original utilisé actuellement pour le dernier secours grâce à l'hybridation installée et à la suppression du générateur électrique tournant.

2. CARACTERISATION DE LA PAC

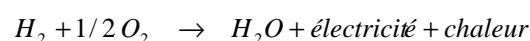
2.1. Description

2.1.a) Choix de la technologie PEM

Une pile à combustible utilise la réaction chimique d'un combustible avec un oxydant en présence d'un électrolyte pour obtenir de l'électricité, en produisant en même temps des déchets. Selon la technologie et les différents combustibles (comme l'hydrogène, les hydrocarbures ou les alcools) et oxydants (comme l'oxygène ou le chlore), il existe plusieurs types de piles à combustible.

La pile à combustible PEM (Proton Exchange Membrane), qui emploie l'hydrogène comme combustible et l'oxygène comme oxydant, sera utilisée dans notre cas. Les raisons sont que, grâce à une très basse température de fonctionnement (plus petite que 80°C), elle peut être démarrée très rapidement et il y a moins de corrosion, deux avantages vitaux pour le domaine aéronautique et la mission d'urgence. En plus, il n'y a pas de déchets polluants et la technologie PEM est déjà assez développée et a été déjà étudiée pour des applications aéronautiques dans l'Union Européenne avec le projet de recherche CELINA (fuel CELL application In a New configured Aircraft) [Ref2]. Pourtant, des désavantages sont aussi retrouvés : la technologie est chère, il faut avoir des réactifs très purs et, à cause de la faible température, la chaleur possède une faible exergie et la cogénération n'est pas possible. Un autre inconvénient de l'hydrogène est sa faible densité, même si des réservoirs à haute pression, qui font augmenter la masse totale, seront utilisés.

Dans une pile à combustible PEM, les réactifs sont l'hydrogène et l'oxygène et le seul produit est l'eau. La simple réaction chimique qui a lieu est la suivante :



La transformation d'énergie dans cette réaction chimique, à 25°C et par mole d'hydrogène, où ΔG représente l'énergie électrique qui pourrait être extraites idéalement, ainsi que le rendement idéal sont montrés là-dessous :

$$\Delta H = \Delta G + T \cdot \Delta S \quad \text{ou} \quad 285.97 = 237.35 + 48.62 \quad [kJ / mol H_2] \Rightarrow \eta_{th} = \frac{\Delta G}{\Delta H} = 83\%$$

2.1.b) Modélisation

Les Références 5, 6 et 7 [Ref5, Ref6, Ref7] ont été utilisées pour modéliser la PAC.

Théoriquement, toute l'énergie ΔG est utilisable et pourrait donc être transformé en énergie électrique. Cette conversion de la puissance chimique en électrique peut être représentée par les l'élément transformateur en Bond Graph avec les expressions suivantes, où les valeurs correspondent à la température de 25°C :

$$\begin{aligned} E_{th} &= \frac{\Delta G}{nF} = 1.23V & n &= 2 \text{ mole}^- / \text{mol } H_2 \\ I &= nF \cdot J & F &= 96485 \text{ C} / \text{mole}^- \\ & & J &= \text{flux d'hydrogène} [mol H_2 / s] \\ P_{th} &= \Delta G \cdot J = E_{th} \cdot I \end{aligned}$$

De cette manière, l'effort (ΔG ou E_0) est constant et la puissance idéale fournie dépend proportionnellement du flux (J ou I). Pourtant, puisque le flux d'hydrogène ne peut pas varier très rapidement à cause des éléments auxiliaires de régulation de la PAC, elle aura une dynamique assez lente et ne pourra pas répondre toute seule aux rapides variations de puissance de charge. Une raison s'ajoute donc à celle de la réduction de masse pour réaliser l'hybridation : la faible dynamique de la PAC doit être complétée par un autre élément plus rapide comme la batterie de supercondensateurs. Le fait que la PAC soit limitée en réponse dynamique ne sera pas considéré dans les modèles parce que, simplement, elle ne sera pas demandée à fournir des hautes fréquences.

A cette tension théorique E_{th} , il faut ajouter des différentes pertes, qui augmentent avec la densité de courant :

- Pertes d'activation : A faible densité de courant, la polarisation d'activation est dominante. Dû à la réaction électrochimique, les réactifs doivent dépasser une barrière d'activation et ces pertes sont décrites par l'équation suivante

$$\eta_{act} = \frac{R_u T}{\alpha \cdot nF} \cdot \ln \frac{I - i_n}{i_0} = \frac{R_u T}{\alpha \cdot nF} \cdot \ln \frac{J - J_n}{J_0}$$

- Pertes ohmiques : Ces pertes sont dues à la résistance que rencontre le flux d'ions et électrons en traversant leurs chemins. Elles suivent la loi d'Ohm

$$\eta_{ohm} = \frac{l}{\sigma \cdot S} I = \frac{R}{S} I = R \cdot J = r \cdot I$$

- Pertes par diffusion : Elles ne seront pas considérées puisqu'elles occurrent pour des valeurs de densité de courant élevées, supérieures à 8000 A/m², qui seront évitées à cause du faible rendement.

De cette façon, la tension de sortie pour une seule cellule peut être calculée en fonction du courant I ou de la densité de courant J de la manière suivante :

$$V_{cell} = E_0 - \eta_{act} - \eta_{ohm} = E_0 - \frac{R}{S} I - \frac{R_u T}{\alpha \cdot nF} \cdot \ln \frac{I - S \cdot J_n}{S \cdot J_0} = E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_n}{J_0}$$

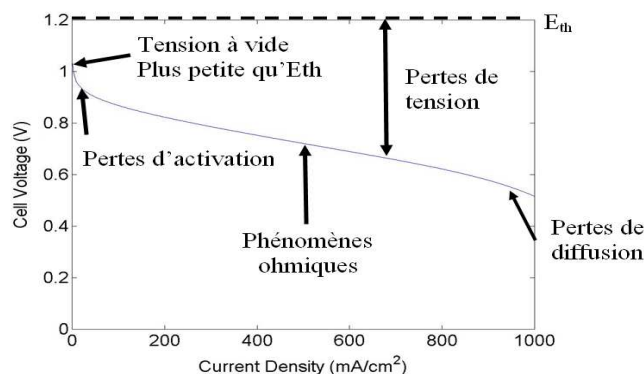


Figure 33 [Ref7] : Tension de sortie d'une cellule en fonction de la densité de courant

Pourtant, étant la tension de sortie très faible, il y a besoin de mettre plusieurs cellules en parallèle, représenté par N cellules. Ainsi, il y aura deux degrés de liberté pour définir les caractéristiques de la PAC : la surface S et le nombre de cellules N . Naturellement, ils seront limités à cause des raisons technologiques aux valeurs $S < 800 \text{ cm}^2$ et $N < 400$. L'expression de la tension de sortie pour la pile à combustible devient :

$$V_{PAC} = N \cdot \left(E_0 - \frac{R}{S} \cdot I - A \cdot \ln \frac{I - S \cdot J_n}{S \cdot J_0} \right), \quad \text{avec } A = \frac{R_u T}{\alpha \cdot nF}$$

Le reste de paramètres de la PAC sont des constantes dont les valeurs sont fixées à l'aide du logiciel Matlab. Les paramètres et les graphiques de la tension de sortie, la puissance de sortie et le rendement en fonction du courant pour des différentes valeurs de la surface et du nombre de cellules mais pour la même puissance sont montrés dans la Figure 34 :

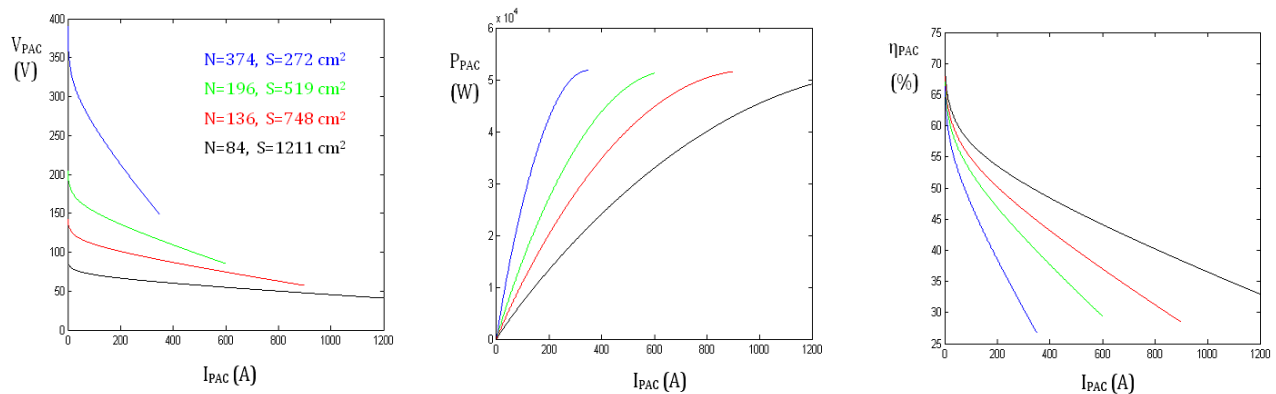


Figure 34 : Tension de sortie, puissance de sortie et rendement de la PAC

Les expressions de la tension de sortie, puissance de sortie et rendement de la PAC en fonction de la densité de courant J sont plus simples et seront utilisées désormais :

$$V_{PAC} = N \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_n}{J_0}), \quad P_{PAC} = N \cdot S \cdot J \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_n}{J_0}), \quad \eta_{PAC} = \frac{V_{PAC}}{N \cdot 1.48V} = \frac{E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_n}{J_0}}{1.48V}$$

Dans ces expressions, il peut être apprécié facilement que le rendement ne dépend que du J et il y a donc intérêt à limiter cette variable. La limite va être imposée à $J < 8000 \text{ A/m}^2$ et par conséquent, le rendement minimal sera de 37.10% dans tous les cas. De même, la puissance maximale que la PAC peut délivrer dépend uniquement du produit N fois S , c'est-à-dire, de son volume. Les quatre cas représentés dans la Figure 35 ont la même puissance maximale, égale à 51.8 kW puisque ce produit vaut 10.17 m^2 pour tous les quatre cas. Pourtant, la limitation du rendement va aussi limiter la puissance maximale, à 44.69 kW dans les quatre cas représentés.

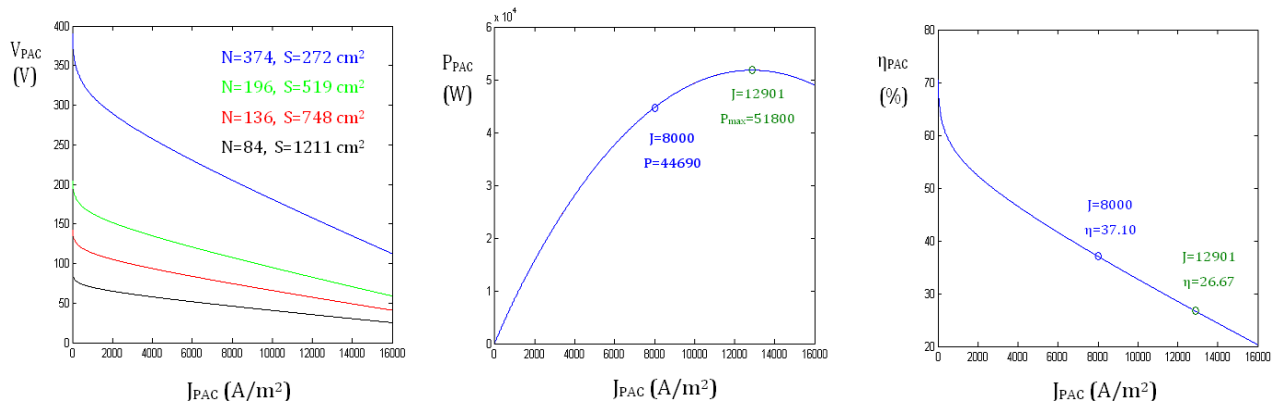


Figure 35 : Tension de sortie, puissance de sortie et rendement de la PAC

2.2. Dimensionnement

Le dimensionnement de la pile à combustible sera réalisé par optimisation multicritère dans l'intérêt de minimiser la masse et la consommation d'hydrogène de la PAC. Comme il a été déjà signalé, la surface S et le nombre de cellules N peuvent être changés pour définir la PAC et par conséquent toutes ses caractéristiques, y compris nos deux objectifs à minimiser. Avant de réaliser l'optimisation, la puissance à délivrer sera distribuée entre les sources de puissance, c'est-à-dire, la PAC, le supercondensateur et le condensateur afin de les dimensionner.

2.2.a) Distribution des puissances

Comme première approximation, chaque élément sera considéré comme isolé et, du coup, le couplage avec le reste du système ne sera pas pris en compte. En effet, il y a une régulation de la tension du SC qui réduira sûrement la valeur de sa capacité pendant le processus d'optimisation.

Bien entendu, la totalité du spectre de fréquence de charge doit être délivrée aux charges essentielles. Etant donné que la PAC ne peut suivre que des références de courant à basse fréquence, la fréquence qui sépare la dynamique des sources sera fixée à 0.05 Hz. De cette façon, la PAC fournira les harmoniques de puissance de moins de 0.05 Hz et le supercondensateur le reste ; pourtant, la dynamique du SC étant aussi limitée par la régulation de courant, le condensateur devra être capable de fournir les hautes fréquences.

En considérant ce filtrage, la puissance demandée à la pile à combustible atteint $x \text{ kW}$, mais elle sera limitée à $x \text{ kW}$ sans poser des problèmes à la stabilité globale. En prenant en compte les pertes du hacheur et la puissance requise par les

éléments auxiliaires de la PAC (alimentation de gaz, gestion de l'hydratation et la température...), la puissance maximale de la PAC, utile pour le dimensionnement sera d'à peu près x kW. De même, la puissance demandée au SC atteint quasiment le x kW et la valeur pour le dimensionnement, une fois que les pertes ont été considérées, est x kW. Quant à l'énergie, x kJ devront être considérés pour le SC et x J pour le condensateur de bus.

Pour le calcul de la capacité du SC, les limites de tension seront maintenues, comme dans le cas de la RAT, à V_{\min} et V_{\max} . La capacité vaudra donc :

$$C_{SC} = \frac{2 \cdot \Delta E}{V_{\max}^2 - V_{\min}^2}$$

La capacité de bus sera calculée de la même façon. Pour cela, les limites de tension seront limitées à 260 et 280 V.

$$C_{BUS} = \frac{2 \cdot \Delta E}{V_{\max}^2 - V_{\min}^2}$$

2.2.b) Optimisation

Dans ce paragraphe, le problème d'optimisation de la masse et la consommation de la PAC sera posé et résolu. Afin de simplifier les calculs, le point de fonctionnement sera constant, c'est-à-dire, toutes les variables, à savoir la puissance de sortie P_{PAC} , le courant I_{PAC} , la tension de sortie V_{PAC} et la densité de courant J_{PAC} seront aussi des constants. De cette manière, pour ce point de fonctionnement, la puissance de sortie sera choisie comme la puissance maximale qui peut être atteinte durant toute la mission de secours, de sorte que le courant et la densité de courant représenteront, eux aussi, leurs valeurs maximales et la tension représentera sa valeur minimale. En effet, en tenant en compte qu'il y aura un hacheur à la sortie, ce sont bien le courant maximale et la tension minimale qui vont déterminer les caractéristiques du convertisseur et il n'aura pas des problèmes avec les valeurs de tension maximale et du courant minimale en fonctionnement à plus basse puissance, qui seront, en tout cas, pas très loin des valeurs à puissance maximale.

Ensuite, les variables vis-à-vis de l'optimisation et les équations qui mettent en relation les variables, les contraintes et les objectifs vont être présentées. Les contraintes correspondent aux limitations technologiques (N et S) ou aux limitations de rendement (la tension minimale d'entrée du hacheur V et la densité de courant J), le calcul de la masse vient de la Référence 2 [Ref2] et la consommation est calculée comme le flux d'hydrogène fois le nombre de cellules (en moles H_2/s).

Variables	Relations entre variables	Contraintes	Objectifs
N, S, V, I, J	$V = N \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_0}{J_0})$	$N \leq 400, S \leq 0.08 m^2$	$Masse = 0.7502(N+1) \cdot S + 5.94(0.0236N + 0.0701) \cdot S + 1.2276 \cdot N \cdot S$
Constants	$I = S \cdot J$	$V \geq 60V, J \leq 8000 A/m^2$	$Consommation = \frac{N \cdot I}{2F}$
P, E_0, R, A, J_0, F	$P = V \cdot I$		

Comme il peut être observé, il y a cinq variables à optimiser mais il existe des relations entre eux, c'est-à-dire, ils ne peuvent pas être toutes fixées à la fois. Effectivement, il y a deux degré de liberté finalement et, comme il a été signalé, si par exemple N et S sont fixées, la tension de sortie, le courant, la densité de courant, la masse et la consommation peuvent être calculés et la PAC est complètement caractérisée. Deux variables quelconques entre les cinq existantes pourront donc être retenues pour l'optimisation. Ainsi, les variables N et J seront choisies comme degrés de libertés parce qu'elles font le problème plus simple et, les équations pour les objectifs et les contraintes, qui doivent maintenant n'être en fonction que de N et J, deviennent :

Variables	Contraintes	Objectifs
N, J	$N \leq 400, J \leq 8000 A/m^2$	$Masse = [0.7502(N+1) + 5.94(0.0236N + 0.0701) + 1.2276N] \cdot \frac{P}{N \cdot J \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_0}{J_0})}$
	$V = N \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_0}{J_0}) \geq 60V$	$Consommation = \frac{P}{2F \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_0}{J_0})}$
$S = \frac{I}{J} = \frac{P}{V \cdot J} = \frac{P}{N \cdot J \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_0}{J_0})} \leq 0.08 m^2$		

Le problème d'optimisation reste très simple et sera rapidement résolu avec le logiciel Optimus. L'algorithme génétique NSEA+ sera utilisé par Optimus pour obtenir le front de Pareto, qui est montré dans la Figure 36. Le point choisi reste en compromis avec les deux objectifs et, en même temps, la tension dans ce point est proche à 270 V mais sans la dépasser, ce qui permettra d'utiliser un hacheur élévateur avec un bon rendement.

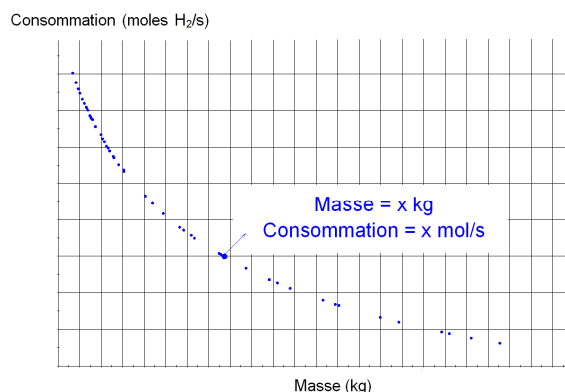


Figure 36 : Front Pareto masse-consommation de la PAC

Une fois que la PAC a été dimensionnée avec ses deux paramètres fixés $S=x \text{ m}^2$ et $N=x$ cellules, le point du fonctionnement à puissance minimale, limitée à $x \text{ kW}$, peut être aussi défini. Tous les autres points resteront entre les deux limites montrées dans le Tableau 4.

	P (kW)	V (V)	I (A)	η (%)
P_{MAX}	P_{MAX}	V_{MIN}	I_{MAX}	η_{MIN}
P_{MIN}	P_{MIN}	V_{MAX}	I_{MIN}	η_{MAX}

Tableau 4 : Point limites de fonctionnement de la PAC

2.3. Modélisation de la PAC et le hacheur

2.3.a) Pile à combustible

La statique de la pile à combustible est définie par les courbes de la Figure 34 et 35 où la tension de sortie en fonction du courant est représentée par l'expression suivante :

$$V_{PAC} = N \cdot (E_0 - \frac{R}{S} \cdot I_{PAC} - A \cdot \ln \frac{I_{PAC} - S \cdot J_n}{S \cdot J_0}), \text{ avec } A = \frac{R_u T}{\alpha \cdot n F}$$

Cette expression est juste pour tout le rang de courant de la PAC, mais elle peut être simplifiée pour les point du fonctionnement, qui correspondent aux courants compris entre I_{MIN} et I_{MAX} . Vu que la courbe est très linéaire pour ces courants, une linéarisation autour du $I_0=0.5(I_{MIN}+I_{MAX})$ sera réalisée :

$$V_{PAC} = N[E_0 - A \cdot \ln(I_0 - S \cdot J_n) + \frac{A \cdot I_0}{I_0 - S \cdot J_n} + A \cdot \ln(J_0)] - N[\frac{R}{S} + \frac{A}{I_0 - S \cdot J_n}] \Rightarrow V_{PAC} = E_{PAC} - R_{PAC} \cdot I_{PAC}$$

Cette expression nous permettra de modéliser la PAC d'une manière très simple, avec une source de tension en parallèle avec une résistance. Pourtant, il faut d'abord vérifier qu'elle est valide pour notre zone de fonctionnement, ce qui sera réalisé en comparant les deux graphiques, comme montré dans la Figure 37 :

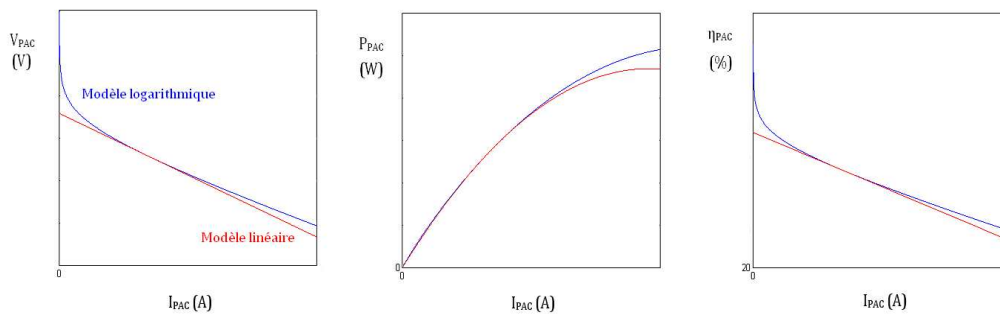


Figure 37 : Courbes du modèle logarithmique et linéaire de la PAC

L'erreur pour la tension de la PAC est plus petite que 0.05% pour les courants entre I_{MIN} et I_{MAX} , tout à fait négligeable pour le fonctionnement normal. Par contre, pour des bas courants, qui apparaissent dans le période transitoire au démarrage de la PAC, le modèle ne sera pas valide. Etant l'état stationnaire le seul considéré durant la mission d'urgence, ce fait ne posera donc pas de limitations au modèle. De même, il faut tenir en compte que les pertes dans la résistance R_{PAC} ne correspondent pas aux pertes de la PAC mais elles peuvent être facilement calculées.

En plus des pertes ohmiques et d'activation, les pertes des éléments auxiliaires à la PAC doivent être considérées (voir Figure 38). En effet, des procès comme l'alimentation en gaz de la pile à combustible, la gestion de la température, la pression et l'hydratation consomment une partie importante de la puissance électrique qui provient de la PAC. Elles seront grossièrement estimées comme le 13% du courant I_{PAC} , ce qui provoque que le courant de sortie de la PAC devienne :

$$I_{LI} = \eta_{AUX} \cdot I_{PAC} = 0.87 \cdot I_{PAC}$$

2.3.b) Le hacheur

Le hacheur situé en série avec la PAC sera un boost ou hacheur élévateur, ce qui impose que la tension de la PAC ne soit pas trop élevée, particulièrement, la tension à l'entrée du convertisseur ne devra jamais dépasser les 270 V. Quant au modèle, il sera celui utilisé en série avec le supercondensateur dans le système avec la RAT (voir section, tant pour le modèle instantané que pour le modèle moyen. La seule différence sera que dans le cas actuel, le convertisseur n'est pas réversible et, du coup, une diode et un transistor seront uniquement nécessaires.

Le dimensionnement de l'inductance se réalise de la façon suivante :

$$\Delta I_{MAX} = \frac{E_{PAC} \cdot \alpha_{MAX}}{f_{DEC} \cdot L_{CVS1}} \Rightarrow L_{SC} = \frac{E_{PAC} \cdot \alpha_{MAX}}{f_{DEC} \cdot \Delta I_{MAX}}$$

Pour les pertes, un rendement du 95 % sera considéré pour le point à puissance maximale et un rendement du 92.5 % pour le point à puissance minimale. Dans notre cas, cela peut être modélisé comme une résistance variable linéairement en fonction du courant que la traverse.

Finalement, le modèle moyen utilisé sur AMESim pour la PAC suivie par le hacheur est montré dans la Figure 38 :

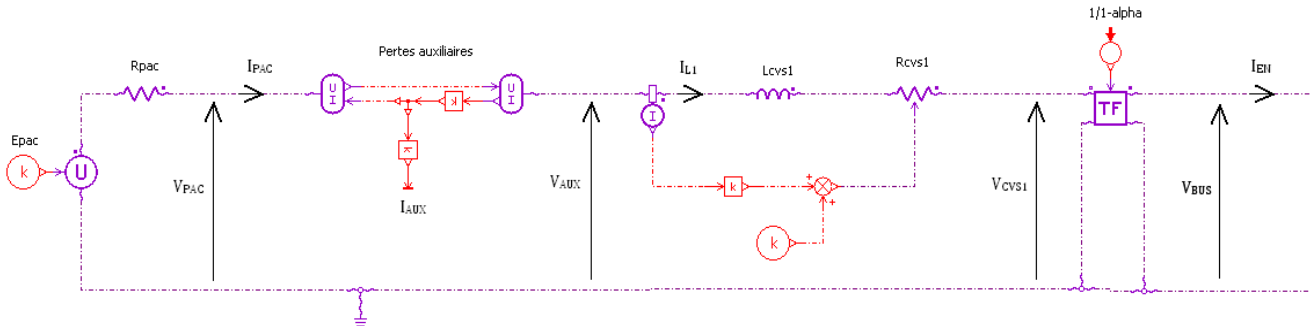


Figure 38 : Modèle AMESim de la PAC avec le hacheur

2.4. Régulation de courant

Grâce au rapport cyclique, degré de liberté du convertisseur, la PAC pourra imposer le courant désiré dans chaque instant. Le courant I_{L1} , qui traverse l'inductance, sera régulé et un modèle non linéaire sera utilisé.

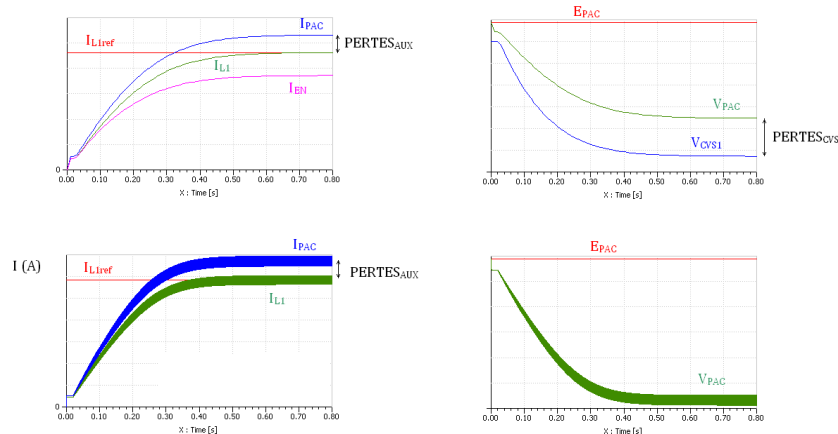


Figure 39 : Courants et tensions pour le modèle moyen (en haut) et pour le modèle instantané (en bas)

Le régulateur qui sera employé est un IP, similaire au PI mais avec un dépassement plus faible grâce à l'annulation des zéros du système équivalent en boucle fermée. Le système en boucle fermée aura deux pôles réels, a et b pour obtenir une fréquence de coupure de x Hz sans dépassement.

Des simulations pour un échelon de courant pour le modèle moyen et instantané ont été réalisées. Dans la Figure 39, le cas du modèle moyen (en haut) montre le point à puissance minimale et, le modèle instantané (en bas), le point à puissance maximale. Le temps d'établissement est $t_s = x$ sec. Il peut être observé que le modèle moyen est équivalent au modèle instantané en termes de puissance et sera désormais utilisé. En outre, on peut valider le modèle car les résultats à puissance maximale et minimale correspondent avec ceux calculés théoriquement (voir Tableau 4).

2.5. Gestion du système

2.5.a) Eléments communs

La similitude entre les deux systèmes en étude ne rend pas étonnant que des modèles déjà réalisés dans le système avec la RAT puissent être utilisés pour le système avec la PAC. D'ailleurs, le seul élément qui change est la source d'énergie, pendant que la source de puissance, les charges essentielles et le condensateur de bus restent les mêmes en ce qui concerne le modèle électrique. Ceux-ci peuvent être observés dans la section II.3.4 (caractérisation du supercondensateur et le hacheur correspondant) et la section II.3.5 et II.3.6 (actionneur électro hydraulique et charges électriques). Par contre, des variations de paramètres ou des régulations pourraient avoir lieu :

- Par rapport aux charges électriques, il n'y aura évidemment aucun changement de paramètres ou de stratégie de régulation. En effet, les charges sont imposées pour notre système quelque soit la source (PAC, RAT ou une autre) et c'est à nous de réaliser la conception des sources sans toucher les charges. Pourtant, les charges seront simulées une fois, les résultats enregistrés dans un fichier de texte qui sera réutilisé à chaque prochaine simulation, ce qui va réduire drastiquement le temps de simulation sans changer les résultats globaux.

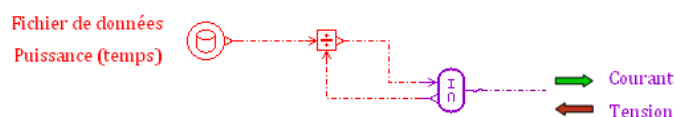


Figure 40 : Modèle AMESim des charges électriques

- Confidentiel**
Page 28/38

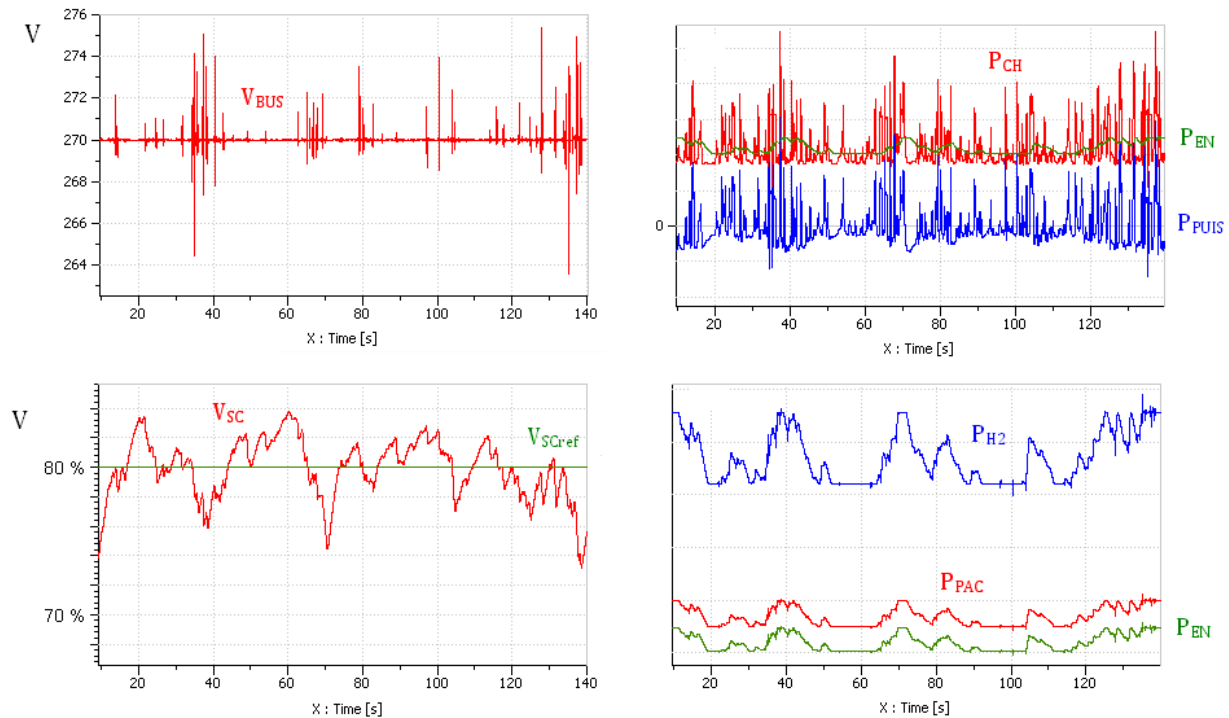


Figure 42 : Simulation AMESim de la mission de secours

Des différents points peuvent être signalés :

- La tension de bus subit des variations plus grandes lorsque la puissance des charges varie très rapidement. En tout cas, la valeur de 270 V est rapidement établie grâce à la rapide dynamique. De même, ces variations n'atteignent pas des limites très élevées et la valeur minimale de 263.6 V, un 2.4% de différence par rapport à la tension nominale, reste dans les limites des normes d'Airbus.
- La tension du supercondensateur reste stable autour de la valeur de référence de x V pendant toute la durée de la mission. Il peut être observé que, lorsque sa tension baisse/monte considérablement, jusqu'au x_{MIN}/x_{MAX} environ, le terme de régulation de tension a une grande influence sur le courant de référence de la PAC et la puissance délivrée par celle-ci augmente/descend même jusqu'à la limite de P_{MAX}/P_{MIN} afin de compenser la perte de tension, sans poser aucun problème au fonctionnement du système. Par ailleurs, cette faible variation de la tension du supercondensateur confirme qu'il a été surdimensionné puisqu'une variation plus grande est permise.
- Dans le troisième graphique, la distribution des puissances est montrée. Bien entendu, la puissance fournie par la PAC à la sortie du hacheur (P_{EN}) plus la puissance fournie par le supercondensateur à la sortie du hacheur correspondant (P_{PUIS}) est égal à la puissance requise par les charges. De plus, il peut s'observer que la PAC délivre une puissance de fréquence très faible et le SC délivre la moyenne et haute fréquence. La très haute fréquence, fournie par le condensateur de bus, peut être négligée pour ces considérations.
- La puissance à la sortie de la pile à combustible reste bien entre les deux valeurs pour lesquelles elle était dimensionnée. De même, la puissance maximale à la sortie du supercondensateur reste proche de x kW, comme dimensionné.
- Dans le quatrième graphique, les pertes de la source d'énergie sont montrées. En effet, avec un rendement toujours plus faible que x%, la puissance à la sortie de la PAC (en rouge) est beaucoup plus petite que la puissance disponible dans l'hydrogène liée à son entropie (en bleu). Ensuite, il y aura les pertes des éléments auxiliaires de la PAC et du hacheur pour finalement obtenir la puissance utile pour les charges (en vert). Le rendement total de la source d'énergie, en considérant toutes les pertes, reste peu variable, entre x% et x%, grandeur importante pour l'analyse de la consommation qui succède.

En résumé, un fonctionnement performant et une réduction de la masse de l'ensemble par rapport au système original peuvent être soulignés. Pourtant, cette simulation est un premier pas et avant d'effectuer une évaluation plus détaillée et une conclusion finale, l'optimisation de la masse et de la consommation sur ce modèle sera réalisée.

4. ETUDE D'OPTIMISATION

Dans notre système, il existe des paramètres, comme ceux des charges, qui sont déjà fixés et d'autres, comme le nombre de cellules de la PAC ou la capacité du SC, qui peuvent être variés par le concepteur. Le mieux serait de sélectionner ces paramètres (qui s'appellent variables en langage d'optimisation) de sorte que les objectifs, à savoir la masse et la consommation dans notre cas, soient minimisés. Dans un système d'une complexité considérable, un concepteur qui le connaît bien peut être capable de les calculer pour que le système marche correctement et se rapprocher du point optimal mais, pourtant, il n'arrivera pas à trouver exactement l'optimum, encore moins s'il existe plusieurs objectifs. C'est pourquoi il faut utiliser un algorithme d'optimisation, qui change les paramètres et cherche le point optimal (ou les points optimaux dans les problèmes multi objectifs).

Dans les sections précédentes, un ensemble de paramètres a été choisi afin d'obtenir principalement une basse masse et un fonctionnement stable. Pourtant, un seul point a été testé et il se trouve, sûrement, loin du front de Pareto. L'optimisation qui sera réalisée trouvera ce front de Pareto, c'est-à-dire, l'ensemble de points qui dominent une autre solution quelconque, y compris la solution obtenue antérieurement.

4.1. Le problème d'optimisation

Puisque le modèle de tout le système a été réalisé sur AMESim, l'optimisation a été d'abord réalisée avec ce logiciel. Pourtant, les résultats pour ce cas ne se sont pas montrés satisfaisants, spécialement pour l'optimisation multi objectifs et, du coup, une interface Optimus-AMESim sera générée.

Dans cette interface, Optimus gère tout ce qui concerne l'optimisation. Il génère les variables (section III.4.a) et lance la simulation AMESim à chaque itération. AMESim calcule tous les paramètres du modèle à partir de ces variables, réalise la simulation de la mission de secours et sort les résultats. Ensuite Optimus vérifie les objectifs (section III.4.b) et les contraintes (section III.4.c) et génère à nouveau les variables pour la prochaine itération avec l'algorithme d'optimisation génétique NSEA+, qui ne sera pas analysée dans ce texte. Dans cette section III.4.1, la caractérisation du problème d'optimisation sera donc effectuée : variables, entrées du modèle, objectifs et contraintes.

4.1.a) Variables

Les variables sont les paramètres du modèle qui seront changés pendant le procès d'optimisation afin de minimiser les objectifs. Les valeurs qu'elles pourront avoir sont comprises entre deux limites, qui doivent être bien choisies pour obtenir des résultats valides et pas trop éloignées pour diminuer le temps de calcul. Les neuf variables avec leurs limites sont montrées dans le Tableau 5 :

- La fréquence de filtrage f définit la répartition de puissance entre la PAC et le SC. En gros, la partie de la puissance des charges avec une fréquence plus haute que f , sera fournie par le SC et le reste par la PAC. Cette fréquence ne peut pas être très élevée car la PAC est très limitée dynamiquement.
- Les variables V_{PAC} et J_{PAC} , qui ont été décrites précédemment (voir III.2.2.b), sont fixées dans le point de puissance maximale. Les deux définissent le dimensionnement de la PAC.
- La puissance de la PAC est définie par le filtrage de la puissance de charge et la puissance nécessaire pour réguler la tension du SC. Pourtant, il est intéressant de limiter cette puissance afin de réduire le dimensionnement de la PAC et bien connaître le rang de fonctionnement. La puissance moyenne requise par les charges et le SC à la sortie de la PAC est de x kW approximativement et, du coup, la saturation de puissance maximale P_{MAX} doit se situer un peu en dessus et la saturation de puissance minimale P_{MIN} un peu en dessous afin d'avoir quelque liberté de fonctionnement et garantir la stabilité.
- La batterie de supercondensateur est formée à partir de l'association en série de N_S supercondensateurs de tension nominale 2.5 V et capacité 350 F, comme utilisé pour la RAT. De même, N_P de ces blocs sont mis en parallèle pour obtenir finalement la tension maximale et la capacité désirées. N_S sera limité afin de limiter la tension maximale de la batterie des SC entre x V et x V. Quant au N_P , il sera limité à 5 car sinon il y a une augmentation de masse excessive. Il s'agit dans les deux cas des variables entières.
- La constante K est la responsable de définir le courant additionnel qui sera délivré par la PAC afin de réguler la tension du SC et la tension de référence du SC est définie comme $V_{SCref} = K_{Vref} \cdot V_{SCmax}$ (voir Figure 41).

Nom	Description	Limite inférieure	Limite supérieure
f	Fréquence de filtrage	1 mHz	1 Hz
V_{PAC}	Tension minimale à la sortie de la PAC	x V	x V
J_{PAC}	Densité de courant maximale dans la PAC	1000 A/m ²	8000 A/m ²
P_{MAX}	Saturation de puissance maximale de la PAC	x kW	x kW
P_{MIN}	Saturation de puissance minimale de la PAC	x kW	x kW
N_S	Nombre de supercondensateurs en série	x	x
N_P	Nombre de supercondensateurs en parallèle	1	5
K	Constante du régulateur proportionnel pour V_{SC}	0.1	5
K_{Vref}	Rapport entre V_{SCref} et V_{SCmax}	0.75	1

Tableau 5 : Variables d'optimisation

4.1.b) Objectifs

Les objectifs à minimiser dans notre système sont la masse et la consommation d'hydrogène, inversement proportionnelle au rendement du système. Ces deux variables doivent être calculées par AMESim à partir des variables d'entrées et des résultats.

Consommation d'hydrogène

La consommation de combustible en moles est donnée par l'intégrale du flux d'hydrogène J (mol/s) pendant toute la durée de la mission de secours, à savoir 30 min, multiplié par le nombre de cellules N :

$$\text{Consommation} = n_{H_2} = N \cdot \int_0^{30 \text{ min}} J \cdot dt = \frac{N}{2F} \cdot \int_0^{30 \text{ min}} I_{PAC} \cdot dt$$

Pourtant, puisque seulement 140 secondes de la mission d'urgence sont simulées, dont les 10 premières correspondent au transitoire et ne seront donc pas considérées, l'intégration sera réalisée entre 10 et 140 secondes et elle sera étendue à toute la durée :

$$\text{Consommation} = n_{H_2} = \frac{N}{2F} \cdot \frac{1800 \text{ s}}{130 \text{ s}} \cdot \int_{10 \text{ s}}^{140 \text{ s}} I_{PAC} \cdot dt$$

Masse

La masse totale du système, sans prendre en compte les éléments qui ne changent pas, est la somme des différents éléments, où des coefficients ont été ajoutés pour considérer le poids du packaging et du câblage [Ref1] :

$$\text{Masse} = M = M_{PAC} + 1.05 \cdot M_{CVS1} + 1.1 \cdot (M_{SC} + M_{CVS2}) + M_{H_2}$$

La masse de chaque élément en kg est calculée de la manière suivante :

- La masse de la PAC est donnée dans la section III.2.2.b :

$$M_{PAC} = 0.7502(N+1)S + 5.94(0.0236N + 0.0701)S + 1.2276 \cdot N \cdot S \quad [\text{Ref2}]$$

- La masse de chaque SC est 60 g. En plus, un coefficient de 1.4 sera utilisé pour considérer l'emballage des SC et le système d'équilibrage des tensions, donnant une masse totale de la batterie de SC :

$$M_{SC} = 1.4 \cdot N_S \cdot N_P \cdot 0.06 = 0.084 \cdot N_S \cdot N_P \quad [\text{Ref1}]$$

- La masse des convertisseurs sera la somme de la masse des éléments utilisés pour l'évacuation thermique, plus la masse des interrupteurs, plus la masse des inductances :

$$M_{CVS} = M_{TH} + M_{SW} + M_L$$

La masse des éléments d'évacuation dépend de la puissance à évacuer et, par conséquent, elle dépend aussi approximativement de la puissance maximale. Cependant, comme la puissance de fonctionnement du convertisseur 2 (celui du SC) est normalement loin de la puissance maximale, l'expression sera changée :

$$M_{TH1} = 13.0375 - \frac{105000}{P_{CVS1 \max}}, \quad M_{TH2} = 13.0375 - \frac{210000}{P_{CVS2 \max}} \quad [\text{Ref2}]$$

Etant données les caractéristiques de puissance du hacheur 2, la masse des interrupteurs sera à peu près équivalente à celle des éléments d'évacuation de chaleur. En outre, puisque le hacheur 1 est non réversible, sa masse des interrupteurs sera à peu près la moitié que la masse du hacheur 2 pour la même puissance :

$$M_{SW2} = 13.0375 - \frac{210000}{P_{CVS2 \max}}, \quad M_{SW1} = 0.55 \cdot M_{SW2} = 7.17 - \frac{115500}{P_{CVS1 \max}} \quad [\text{Ref2}]$$

Finalement, la masse des inductances dépend de la valeur maximale de courant qui les traverse :

$$M_{L1} = 0.217634 \cdot (I_{L1 \max})^{3/4}, \quad M_{L2} = 0.115218 \cdot (I_{L2 \max})^{3/4} \quad [\text{Ref1}]$$

- La masse de l'hydrogène avec les réservoirs sera estimée comme 20 fois la masse de l'hydrogène :

$$M_{H_2} = 20 \cdot 2 \cdot 0.00100794 \cdot n_{H_2} = 0.0403176 \cdot n_{H_2} \quad [\text{Ref2}]$$

4.1.c) Contraintes

La stabilité du système sera garantie en imposant quelques contraintes afin de limiter la variation des tensions. Des limites technologiques seront aussi considérées pour la PAC. D'autres contraintes moins importantes, pour limiter les pertes par exemple, pourraient être envisagées mais cela ne sera pas nécessaire car la propre optimisation de la consommation et la masse éliminera ces points. Ainsi, toutes les contraintes utilisées sont :

- Les limitations technologiques pour le nombre de cellules et la surface de la PAC, si l'on considère les progrès prévus, sont :

$$N \leq 400, \quad S \leq 0.25 \text{ m}^2$$

- La tension à l'entrée des convertisseurs doit être limitée. Une valeur maximale de 265 V sera imposée car il s'agit de des hacheurs élévateurs et la tension à l'entrée doit être toujours plus petite que la tension de sortie, de 270 V dans notre cas. Quant à la valeur minimale, il est intéressant qu'elle ne soit pas trop faible :

$$45 \text{ V} \leq V_{CVS1,2} \leq 265 \text{ V}$$

- La tension du SC devra rester entre la tension maximale et la moitié de celle-ci, ce qui correspond à une profondeur de décharge en tension de 50% et assure une disponibilité d'énergie plus grande que 25% pendant toute la durée de la mission. Afin d'avoir des valeurs communes pour tous les cas et faciliter le problème sur Optimus, la variable tension de la batterie de SC sera divisée par la variable d'entrée N_S , avec la tension de chaque unité de supercondensateur comme résultat :

$$1.25 \cdot N_S \leq V_{SC} \leq 2.5 \cdot N_S \Rightarrow 1.25 \text{ V} \leq V_{UNSC} \leq 2.5 \text{ V}$$

- La tension de bus doit rester quasiment constante autour de 270 V. Les variations permis seront imposées par les normes d'Airbus :

$$255 \text{ V} \leq V_{BUS} \leq 285 \text{ V}$$

4.1.d) Normalisation

Avant de lancer d'optimisation, les contraintes et les objectifs seront évalués pour les variables d'entrées qui ont été choisies au début afin de vérifier qu'il y a un bon fonctionnement et d'avoir une idée pour les futures simulations. Cette simulation avait déjà été réalisée (voir la section III.3) et les résultats sont les suivants :

$$M_{PAC} = 22.64\%, \quad M_{SC} = 19.28\%, \quad M_{H2} = 15.14\%, \quad M_{CVS1} = 20.93\%, \quad M_{CVS2} = 22.01\% \Rightarrow M_T = 100\%$$

$$Consonmmation = 100\%$$

Les contraintes sont respectées.

Afin d'améliorer la convergence de l'optimisation, les objectifs seront normalisés, en les divisant par les valeurs qui viennent d'être calculées. Du coup, des valeurs des objectifs plus petites que 1, représenteront une amélioration par rapport au point calculé sans utiliser l'optimisation.

4.2. Résultats d'optimisation

4.2.a) Front Pareto

La mission d'urgence a été simulée pour plus de 13000 points, ce qui a donné le front Pareto de la Figure 43. Il montre l'ensemble de points qui ne sont pas dominés. Il peut s'observer que le point utilisé initialement pour les simulations (en rouge dans la figure) est assez loin du front Pareto et une notable amélioration a donc été obtenue.

Ensuite, c'est au concepteur de sélectionner un seul point parmi tous ceux du front Pareto à partir d'un certain critère. Dans notre cas, les points qui ont approximativement le même poids pour les deux objectifs seront pris en compte pour l'analyse, à savoir entre 0.3 et 0.7. Les points avec une masse relative comprise entre 0.92 et 1.01 et une consommation relative comprise entre 0.91 et 0.98 sont donc concernés. Au-delà de ces points, il n'y a pas d'intérêt : à gauche, une petite diminution de la masse fait monter beaucoup la consommation et, à droite, une petite diminution de la consommation fait monter beaucoup la masse. De plus, 3 points parmi ces derniers (en vert dans la figure) seront choisis pour être capables de comparer plus facilement les résultats.

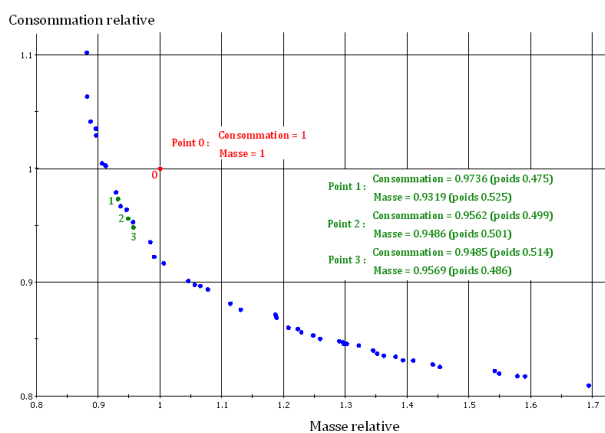


Figure 43 : Front Pareto de l'optimisation du système

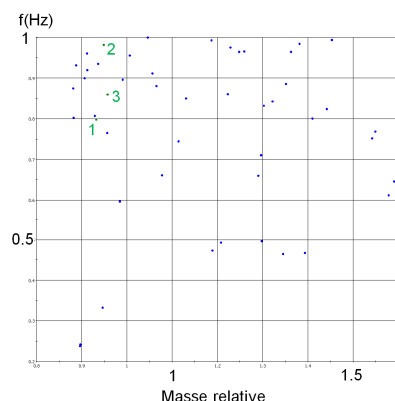


Figure 44 : Fréquence de répartition de puissances

4.2.b) Evolution des variables pour le front de Pareto

L'évolution des variables pour les points du front Pareto sera analysée dans cette section. Le but est de voir les tendances des variables d'optimisation afin d'être capable de sélectionner un rang de valeurs pour la correcte paramétrisation du modèle. De même, cela nous aidera à mieux comprendre le comportement du système. Se rappeler que les points avec des masses relatives entre 0.92 et 1.01 environ, ce qui correspond à une consommation relative entre 0.91 et 0.98, seront analysés, ainsi que trois points particuliers.

Les résultats pour la fréquence de répartition de puissances f (voir Figure 44) montrent que, même s'il y a deux valeurs éloignées du group, une « haute » fréquence est préférée, entre 0.8 et 1 Hz.

Les variables de dimensionnement de la PAC, la tension à sa sortie et la densité de courant, sont montrés dans la Figure 45. Cette fois-ci, une claire tendance vers les tensions élevées est observée pour tous les points du front Pareto, spécialement pour les points qui nous intéressent. En effet, une haute tension va diminuer le courant de la PAC et va améliorer ses caractéristiques. Une tension située entre x et xV semble donc intéressante.

Quant à la deuxième courbe, elle a à peu près la même forme que le front Pareto avec les deux objectifs. Cela est dû à la forte dépendance qui existe entre la densité de courant et la consommation de combustible. D'ailleurs, le rendement de la PAC dépend uniquement de cette densité de courant et c'est l'influence de la masse du combustible qui fait que l'on ne retrouve pas des valeurs très proches au maximum de 8000 A/m² pour des masses très faibles. Indépendamment, les valeurs situées entre 3000 et 4500 A/m² seront considérées.

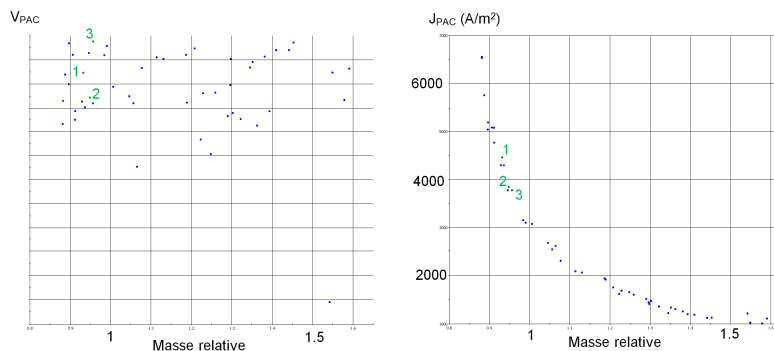


Figure 45 : Tension et densité de courant de la PAC

Les puissances maximales et minimales sont montrées dans la Figure 46. Même si une puissance maximale plus faible suppose une diminution de la masse de la PAC et de son convertisseur, il y a une tendance vers des hautes valeurs, entre x et x kW. La puissance a moins d'influence et tend vers une faible valeur, entre x et x kW.

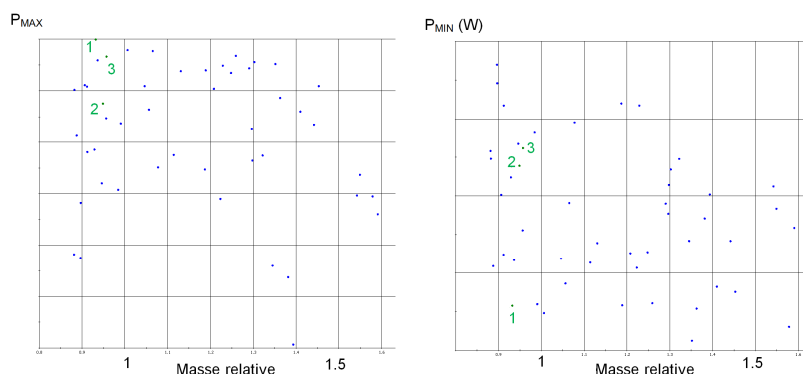


Figure 46 : Limites de puissance délivrée par la PAC

Pour la stratégie de réglage de la tension du supercondensateur, les deux variables concernées sont montrées dans la Figure 47. A cause de la forte dispersion qui s'observe, c'est difficile de choisir un rang de valeurs mais finalement K pourra rester entre 2.5 et 5 et K_{Vref} entre 0.87 et 0.93. Il reste juste remarquer que cette dernière variable se situe loin de ses limites 0.75 et 1 puisque, autrement, la tension du SC pourrait dépasser les limites et atteindre des états de charge intolérables.

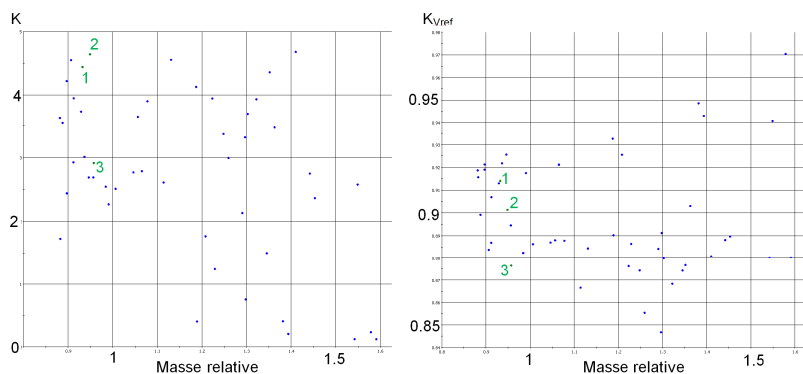


Figure 47 : Constantes pour le réglage de la tension du SC

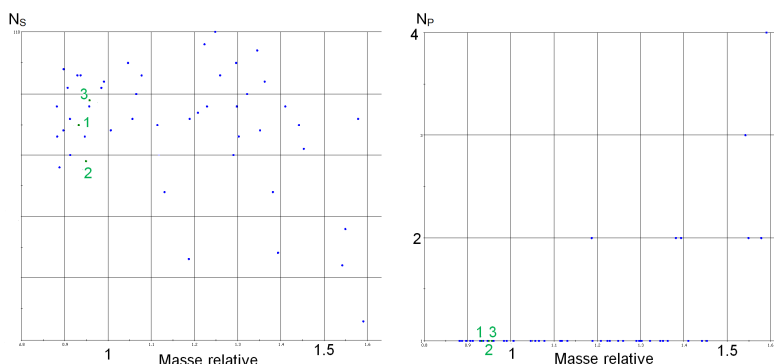


Figure 48 : Supercondensateurs en série et en parallèle

Finalement, le nombre de supercondensateurs situés en série et en parallèle est montré dans la Figure 48. Le nombre d'éléments en parallèle est clairement 1 et le nombre d'éléments en série varie légèrement entre x et x . La tendance est aussi claire : atteindre des hautes valeurs de tension, ce qui permet de stocker beaucoup d'énergie avec une capacité pas très élevée, de sorte que l'on puisse réduire la consommation et la masse du système. Ainsi, la tension maximale des SC se situera entre x et $x V$ et la capacité nécessaire entre x et $x F$.

4.3. Choix du meilleur résultat

Après une analyse du front Pareto et de la partie de celui-ci qui nous intéresse particulièrement, il faut choisir un seul résultat pour que le modèle puisse se mettre en œuvre dans la pratique. Une simulation des trois points qui avaient été sélectionnés (Figure 60 en vert) sera réalisée afin de les comparer. De même, un autre point, le point 4, sera créé pour cette comparaison. Pour celui-ci, les conclusions de la section III.4.2.2 seront utilisées et les valeurs des variables seront choisies entre les limites imposées dans la section pour un bon fonctionnement.

Effectivement, il a été vérifié que tous les points, y compris le point 4, respectent les contraintes, et la consommation et masse obtenues sont faibles par rapport au point original (point 0). Cela peut être observé dans le Tableau 6, où les masses de chaque élément (en kg) et la consommation d'hydrogène (en moles) sont représentées.

	Point 0	Point 1	Point 2	Point 3	Point 4
Consommation (%)	100	97.50	95.62	94.84	96.00
Masse PAC (%)	22.64	25.83	27.95	29.08	27.29
Masse CVS1 (%)	20.93	24.55	24.32	24.13	24.14
Masse SC (%)	19.28	9.16	8.58	9.55	9.26
Masse CVS2 (%)	22.01	18.90	19.53	18.55	18.91
Masse H ₂ (%)	15.14	14.74	14.47	14.36	14.53
Masse totale (%)	100	93.19	94.87	95.68	94.13

Tableau 6 : Objectifs pour 4 points sélectionnés

En comparant les résultats avec le point original, une grande différence entre la répartition de masses peut être observée. D'ailleurs, l'optimisation a eu tendance à réduire la masse du supercondensateur, même si une augmentation de la masse de la PAC et son convertisseur a été nécessaire, afin de réduire la masse totale et la consommation. En réalité, la PAC va devenir un élément plus important que le supercondensateur en ce qui concerne la distribution de la puissance et la gestion du système, parce que cela favorise l'optimisation. Ce fait peut s'observer, en plus de dans la répartition de masses, dans l'augmentation des fréquences à fournir par la PAC, de la constante de régulation de la tension du SC et du rang de puissances à fournir par la PAC (saturation de puissance maximale et minimale).

Quant aux 4 points qui ont été gardés, tous seraient valables, vu les faibles différences qui existent entre eux. Par conséquent, et puisque les deux objectifs considérés ont à peu près la même importance ou poids, le point avec la somme d'objectifs plus faible sera choisi, à savoir le point 4, qui n'a pas été généré par l'optimisation mais par le post-processus.

Les résultats de simulation pour le point 4, similaires à ceux des points 1, 2 et 3, sont montrés dans la Figure 49 :

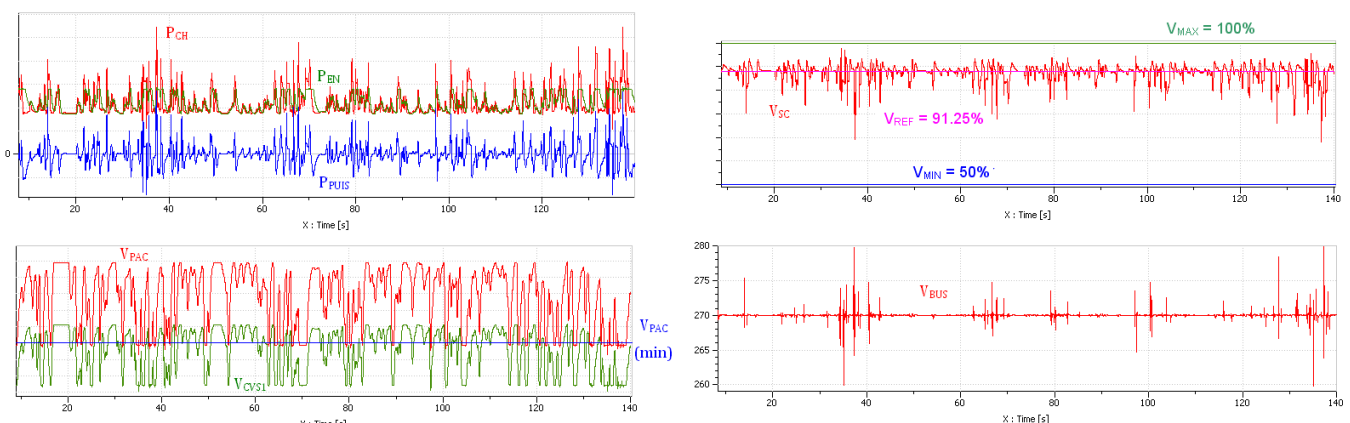


Figure 49 : Mission de secours pour le point optimal

Des commentaires qui n'ont pas encore été réalisés sont à remarquer :

- Dans le premier graphique, la répartition existante attribue à la PAC une puissance d'une fréquence supérieure qu'avant (en vert).
- Dans le deuxième graphique, la tension à la sortie de la PAC (en rouge) atteint les $x V$ mais son minimum ne dépasse que très légèrement la tension minimale (en bleu) imposée dans le dimensionnement de la PAC. De même, la tension à l'entrée du convertisseur (en vert), une fois que les pertes ont été considérées, est élevée mais ne dépasse pas les 265 V, une des contraintes de l'optimisation.

- La tension du supercondensateur (troisième graphique) varie assez mais la capacité est quand même un peu surdimensionnée parce que le minimum reste relativement loin de 50%. La référence de 91.25% est suivie très rapidement à la suite de l'élévée valeur de la constante de régulation de cette tension.
- La tension de bus (quatrième graphique) est bien régulé, avec une variation de 3.77% par rapport à la référence de 270 V, toujours en respectant les contraintes.

4.4. Conclusion de l'optimisation

L'optimisation a été un instrument très utile pour améliorer les caractéristiques du système. L'analyse qui a été réalisée grâce à un algorithme génétique permet de chercher systématiquement des solutions améliorées et nous a permis de trouver un dimensionnement avec une réduction de la masse et la consommation en même temps, en conservant les bonnes performances. Finalement, la consommation a été réduite de 4.0% et la masse de 5.9% par rapport au dimensionnement non optimisé.

En réalité, dans le cas multicritères, l'optimisation trouve de façon « totalement objective », l'ensemble d'optima et c'est au concepteur de choisir. Cela nous a bien aidés à sélectionner une tendance ou un rang des valeurs pour les paramètres du modèle qui sera tout à fait valable et à mieux comprendre le système et son fonctionnement. Ensuite, la décision d'un seul point parmi les 4 retenus n'a pas été décisive parce que les caractéristiques sont très similaires, mais néanmoins nécessaire pour l'éventuelle mise en pratique.

5. CONCLUSION

En plus de la simplicité du système liée aux variables continues, plusieurs autres avantages sont apparus pour notre système hybride PAC - batterie de super condensateurs avec cette stratégie de commande par rapport au système original avec la RAT seule :

- Il y a une bonne régulation de la tension de bus avec, par conséquent, une bonne qualité du réseau.
- La PAC est fiable en termes de disponibilité parce que la puissance et l'énergie électriques qu'elle délivre ne dépendent pas des conditions environnementales. De cette manière, une puissance maximale sera garantie pendant toute la durée de la mission d'urgence, ce qui permet de réguler efficacement la tension du SC et de délivrer la puissance requise par les charges. De même, une quantité de combustible correspondant à l'énergie nécessaire durant la mission en plus d'une marge de sécurité devra être prévue.
- La régulation de la tension du SC fait qu'une grande partie de l'énergie totale du SC soit utilisée, ce qui améliore son dimensionnement et réduit sa masse. De toute façon, une disponibilité énergétique d'au moins 25% est assurée (40% pour le système optimisé), ce qui garantit un bon fonctionnement pendant toute la durée de la mission d'urgence envisagée. Même si cette disponibilité pourrait paraître faible pour des situations pas prévues, la régulation de la tension mise en place par la PAC, qui est même plus efficace pour des valeurs faibles de tension du SC, va assurer le bon fonctionnement.
- L'hybridation de la source de puissance et le changement de nature de la source principale permettent de réduire la masse totale. D'une façon très approximée et pour une durée de fonctionnement de 30 minutes, les masses peuvent être estimées comme x kg pour le système original et x kg pour le système hybride avec la PAC, c'est-à-dire, une réduction de x kg ou 44%.
- La génération de l'énergie électrique est réalisée d'une façon chimique et est plus simple. Dans ce cas n'existe donc pas la possibilité d'un décrochage et le système est plus stable.

Quant aux inconvénients, l'utilisation d'une source moins renouvelable peut être citée. En effet, l'hydrogène doit être généré ailleurs d'une manière inconnue, qui sera partiellement non renouvelable et implique une pollution. En plus, le coût de l'hydrogène doit aussi être considéré.

En ce qui concerne la fiabilité, d'un côté, elle sera légèrement réduite et le système deviendra plus dépendant de l'électronique de puissance ; d'un autre côté, la suppression de machines tournantes qui travaillaient à une puissance plus élevée augmentera la fiabilité.

En résumé, la stratégie de commande respecte le principe d'hybridation de base, avec la séparation de puissances basses et hautes fréquences et une très bonne utilisation de la PAC est retrouvée grâce à cette régulation. En effet, la PAC va devenir l'élément le plus important puisque d'elle dépend fortement la régulation de la tension du SC et la disponibilité de la puissance fournie aux charges. Toutes ces caractéristiques nous conduisent à considérer ce système meilleur que le système utilisé actuellement. Ensuite, dans la conclusion finale, le système hybride RAT – batterie de super condensateurs, qui est meilleur que le système original, sera comparé avec le système hybride PAC – batterie de supercondensateurs.

IV. CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

1. OBJECTIF 1

Un des objectifs s'agissait de choisir le système qui remplace l'actuel système de génération électrique d'urgence, si des améliorations étaient trouvées. Tout d'abord, la comparaison entre les deux systèmes analysés, à savoir le système avec une hybridation RAT – batterie de supercondensateurs (SRAT) et le système avec une hybridation PAC – batterie de supercondensateur (SPAC) comme source, sera donc réalisée. La comparaison avec le système original ne doit plus être effectuée car il a été prouvé (voir section II.6) que le SRAT est meilleur. Les différences les plus importantes entre le SRAT et le SPAC sont :

- La masse pour le SRAT est x kg contre x kg pour le SPAC pour une demi-heure de mission (SPAC 18% de réduction). Le calcul a été réalisé de façon approximée mais l'existence d'une différence de masse est sûre.
- Le volume du SPAC est très élevé à cause de la faible densité de l'hydrogène.
- Quant à la consommation, on peut dire que la RAT ne consomme rien. Elle profite de la haute vitesse de l'avion pour générer, à partir du vent, l'énergie électrique directement dans l'avion. Cette énergie éolienne est propre et renouvelable. Par contre, la PAC consomme un combustible, l'hydrogène dans notre cas. Bien que la génération d'électricité, qui se produit aussi directement dans l'avion, soit tout à fait propre, l'hydrogène ne se trouve pas dans l'environnement et il faut le générer. Cette génération provient souvent d'énergies non renouvelables, ce qui fait finalement du vent une source plus propre. En plus, l'hydrogène aura donc un prix, tout au contraire que l'énergie éolienne.
- L'hydrogène stocké assure la disponibilité de puissance, avec une valeur limite, pendant toute la mission. De même, dans le SRAT, une limite de puissance maximale est normalement assurée durant cette durée. Pourtant, puisqu'elle dépend de conditions environnementales, telles que la densité et la vitesse de l'air, cette disponibilité n'est pas tellement fiable.
- En ce qui concerne la fiabilité, même s'il y a des différences en termes de types d'éléments ou stratégies, la fiabilité restera similaire et on ne peut donc pas favoriser un système par rapport à l'autre là-dessus. D'abord, la RAT pourrait être décrochée, mais cela peut jamais arriver en fonctionnement normale et des préventions (qui ont été citées dans la section II.6) seront mises en place pour des demandes excessives des charges. En outre, les deux systèmes possèdent le même nombre de convertisseurs et des éléments qui pénalisent la fiabilité : les machines tournantes de la RAT, et les éléments auxiliaires de régulation de la PAC. Finalement, même si la gestion d'énergie ne suit pas le même principe, le fonctionnement dans les deux cas est bon et la stabilité est comparable.
- La tension de bus varie à peu près jusqu'à 10 V pour le SPAC et 8 V pour le SRAT par rapport à la tension constante de 270 V. Les deux systèmes réussissent donc à réguler parfaitement la tension de bus, qui respecte largement les contraintes de tension imposées par Airbus.

En résumé, si l'on prend en considération tout cela, la masse, le volume et la consommation sont les variables à prendre en compte pour évaluer des différences. La faible amélioration de masse du SPAC par rapport au SRAT n'est pas suffisante pour compenser le haut volume que les réservoirs d'hydrogène occupent. Si l'on ajoute à cela le fait que la RAT ne consomme aucun combustible et qu'il s'agit donc d'un système complètement propre, le SRAT est finalement à considérer dans l'avenir pour remplacer l'actuel système d'urgence. Pourtant, puisque des continus progrès sur la technologie des piles à combustible sont en train d'apparaître, des nouvelles analyses sur le SPAC, qui pourront éventuellement montrer que ce système est meilleur que le SRAT, devront être effectuées dans l'avenir.

Donc finalement, même si les résultats ne sont pas rigoureusement exacts, l'objectif de recherche qui avait été posé a été atteint. Non seulement le choix de la meilleure option entre le système original, le SRAT et le SPAC a été réalisé, mais aussi un dimensionnement, une modélisation, une simulation et une analyse des deux systèmes hybrides innovants ont été effectués. En réalité, ce dernier point a été le moyen pour accomplir l'objectif du choix mais il est aussi utile lui-même parce qu'il fait représenter un « petit pas » pour l'implantation des ces systèmes innovants dans l'avion.

2. OBJECTIF 2

Le deuxième objectif du stage concerne l'entreprise Sogeti High Tech et la montée en compétences en simulation des systèmes. Tout ce qui a été réalisé et qui pourra être utile pour l'entreprise dans l'avenir sera ensuite énuméré :

- Une recherche, rassemblement et interprétation de données provenant des sources différentes, comme Internet, collègues d'une autre agence Sogeti (spécialisée en mise en œuvre d'essais de systèmes électriques), livres et cours a été réalisé. Elles ont été utilisées pour dimensionner ou se faire une idée des paramètres du système.
- Plusieurs modélisations ont été effectuées : d'éléments simples de conversion d'énergie comme la turbine éolienne, le générateur électrique, la pile à combustible, le vérin hydraulique ou la pompe hydraulique ; d'éléments simples de transformation d'énergie comme le transformateur, les convertisseurs (hacheur, onduleur, redresseur) et la boîte de vitesse ; d'éléments de stockage d'énergie comme les supercondensateurs ou encore la pile à combustible ; d'éléments plus complexes et multi-physiques comme spécialement l'actionneur électro-hydraulique ; et de systèmes complexes, qui sont aussi multi-physiques même si toute la gestion est électrique, à savoir le système avec la PAC et le système avec la RAT.
- Le dimensionnement d'éléments très divers a été réalisé d'une façon assez détaillée pour le SRAT. Dans le cas du SPAC, le dimensionnement a eu lieu d'une manière moins approfondie puisque une optimisation devait s'effectuer ensuite. En effet, l'optimisation a été fructueuse et une amélioration du dimensionnement a été atteinte, en plus de servir à comprendre mieux le fonctionnement du système.

- Plusieurs types de régulation ont été réalisés : du courant du stator d'une machine synchrone à excitation séparée, du courant d'une pile à combustible, de la tension du réseau continu, de la tension d'une batterie de supercondensateurs et de la vitesse une machine synchrone à aimants permanents comme moyen pour contrôler la position de la gouverne. Pour cela, des divers régulateurs et stratégies ont été mises en place : régulateur PI, régulateur IP, PI+filtre, avec/sans anti-windup, compensation de pôles et des régulations en cascade.
- Deux stratégies de gestion de l'énergie ont été effectuées afin de répartir la puissance à délivrer par la source d'énergie et par la source de puissance, en garantissant des bonnes performances. Les deux ont beaucoup des points en commun parce que dans les deux, la source de puissance contrôle la tension de bus en devenant une source de tension (avec le condensateur de bus) et la source d'énergie agit comme une source de tension et garantit un correct état de charge du supercondensateur. La différence réside dans la façon d'assurer cette charge, ce qui va changer considérablement les caractéristiques de fonctionnement.
- Le logiciel AMESim a été utilisé pour réaliser les simulations. Le mode de fonctionnement de ce software, avec une grande importance mise sur la causalité, a été testé et compris. Il a été possible de comparer les modèles moyen et instantané des convertisseurs avec le choix final du modèle moyen grâce à la haute réduction du temps de calcul sans une grande perte d'exactitude par rapport à notre but. Plusieurs éléments plus élaborés que les existants ou qui n'existaient pas encore ont été générés, comme par exemple un transformateur étoile-triangle, un onduleur de tension ou un régulateur PI avec anti-windup. Finalement, le module d'optimisation d'AMESim a été testé, avec des bons résultats pour une optimisation pour un critère mais sans convergence pour les optimisations multicritère.
- De même, le logiciel Optimus a été employé, avec des bons résultats pour un modèle complexe avec neuf variables et deux objectifs, même si le temps de calcul a été élevé. Pour cela, une interphase Optimus-AMESim de sorte qu'Optimus lance la simulation sur AMESim à chaque expérience d'optimisation a été réalisée.

Dans ce cas aussi, les résultats ne sont pas tout à fait exacts mais sont très raisonnables et donnent une idée du fonctionnement des deux systèmes et des éléments isolés. En outre, l'objectif de l'entreprise d'augmenter en compétences a été accompli d'une manière satisfaisante avec toutes les démarches qui ont été mentionnées dans ce paragraphe. L'absence de résultats très précis peut être améliorée avec l'accès à plus de données et avec les actions à réaliser dans l'avenir qui sont ensuite cités.

3. PERSPECTIVES

De nombreux études pourraient être effectuées afin d'améliorer ou continuer le travail exposé dans ce texte :

- Simulation plus en détail des systèmes : Modèle instantané des convertisseurs électroniques, utilisation de plus d'éléments parasites, estimation plus précise des pertes de chaque élément. Cela pourrait être intéressant pour vérifier le fonctionnement correct du système avant de mettre en place la réalisation pratique.
- Afin d'améliorer encore les objectifs et les performances, d'autres stratégies de gestion énergétique, d'autres architectures, une optimisation du SRAT ou une optimisation du SPAC avec des variables ajoutées (par exemple la fréquence de commutation) pourraient être envisagées.
- L'évaluation de l'interaction du réseau de secours avec le reste de systèmes avioniques serait intéressante pour valider le correct fonctionnement.
- L'étude du coût et du volume des systèmes aidera aussi à réaliser la comparaison entre systèmes.

En résumé, toutes ces actions permettront sûrement d'améliorer les caractéristiques des systèmes, de vérifier leur bon fonctionnement et de les comparer plus précisément. Ensuite, des tests pratiques pourraient bien entendu être effectués.

Finalement, il faut se rappeler que les systèmes employés dans les avions doivent être sûrs et fiables. Il y a souvent des réticences à modifier une solution existante qui a prouvé ses capacités à accomplir cela, surtout en ce qui concerne les systèmes de secours. C'est pourquoi plusieurs analyses sont nécessaires, ainsi que des tests pratiques très précis afin d'innover dans le domaine du réseau de l'avion.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [Ref1] Olivier LANGLOIS, thèse de doctorat : Conception d'un réseau de secours électrique pour l'aéronautique ; Juin 2006
- [Ref2] Marcos GARCÍA ARREGUI, thèse de doctorat : Theoretical study of a power generation unit based on the hybridization of a fuel cell stack and ultracapacitors ; Décembre 2007
- [Ref3] R. SAISSET, C. TURPIN, S. ASTIER, séminaire énergie décentralisée du GDR ME2MS : Gestion d'énergie dans un système électrique avec stockage
- [Ref4] Xavier ROBOAM, Bruno SARENI, Guillaume FONTES, conception système : Modélisation, analyse, et gestion énergétique d'un actionneur EHA à hybridation par stockage et Alimentation par PAC
- [Ref5] Guillaume FONTES, conception système : Modélisation Bond-Graph de composants électrochimiques
- [Ref6] Anonyme, www.alphea.com/upload/e8405_piles_combustible.pdf : Piles à combustible
- [Ref7] Jason KEITH, cours de « Kinetics and Reaction Engineering » : Tafel Equation and Fuel Cell Kinetic Losses
- [Ref8] Image PAC, <http://www.guideinformatique.com/IMAGES/Pile01.jpg>

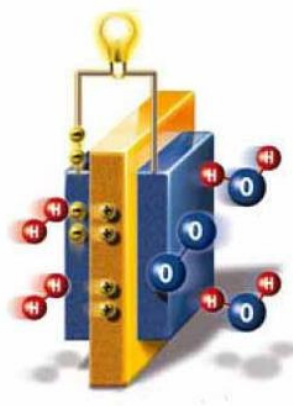


CENTRE OF EXCELLENCE



STAGE DE FIN D'ETUDES

ETUDE THEORIQUE D'UN NOUVEAU RESEAU DE SECOURS POUR L'AERONAUTIQUE



ANDONI URTASUN
DEPARTEMENT GENIE
ELECTRIQUE ET AUTOMATIQUE



SOMMAIRE

- I. CONSIDERATIONS GENERALES
- II. RAM AIR TURBINE (RAT)
- III. PILE A COMBUSTIBLE (PAC)
- IV. CONCLUSION



CENTRE OF EXCELLENCE



CONSIDERATIONS GENERALES





MISE EN CONTEXTE



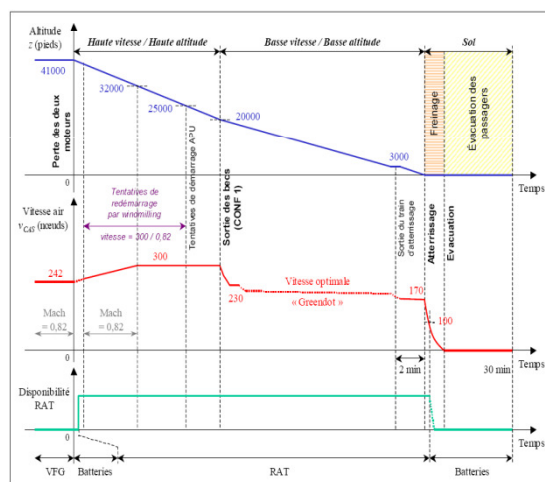
- Génération en dernier secours
- Avion utilisé
- Logiciels :
 - AMESim : Simulation système
 - Optimus : Optimisation
- Implémentation de méthodes
 - Modélisation et simulation de systèmes
 - Optimisation de systèmes
- Conclusions par rapport aux hypothèses



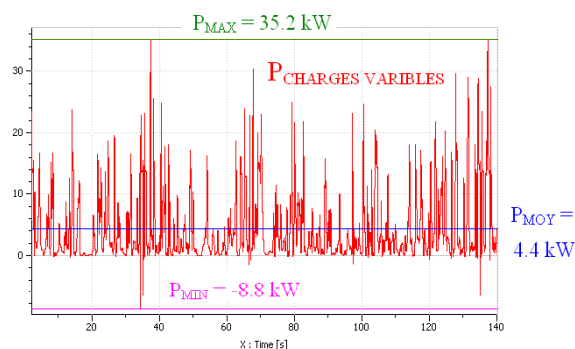
CENTRE OF EXCELLENCE



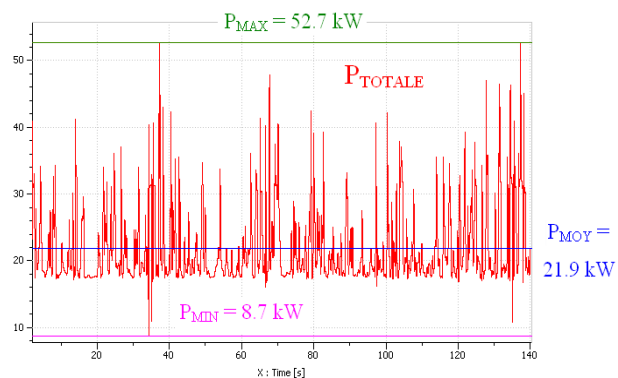
MISSION DE SECOURS



PUISSANCE DEMANDEE



$$P_{CHARGES\ VARIABLES} + P_{CHARGES\ CONSTANTES} = 17.5\ kW$$



SOURCES ENVISAGEABLES



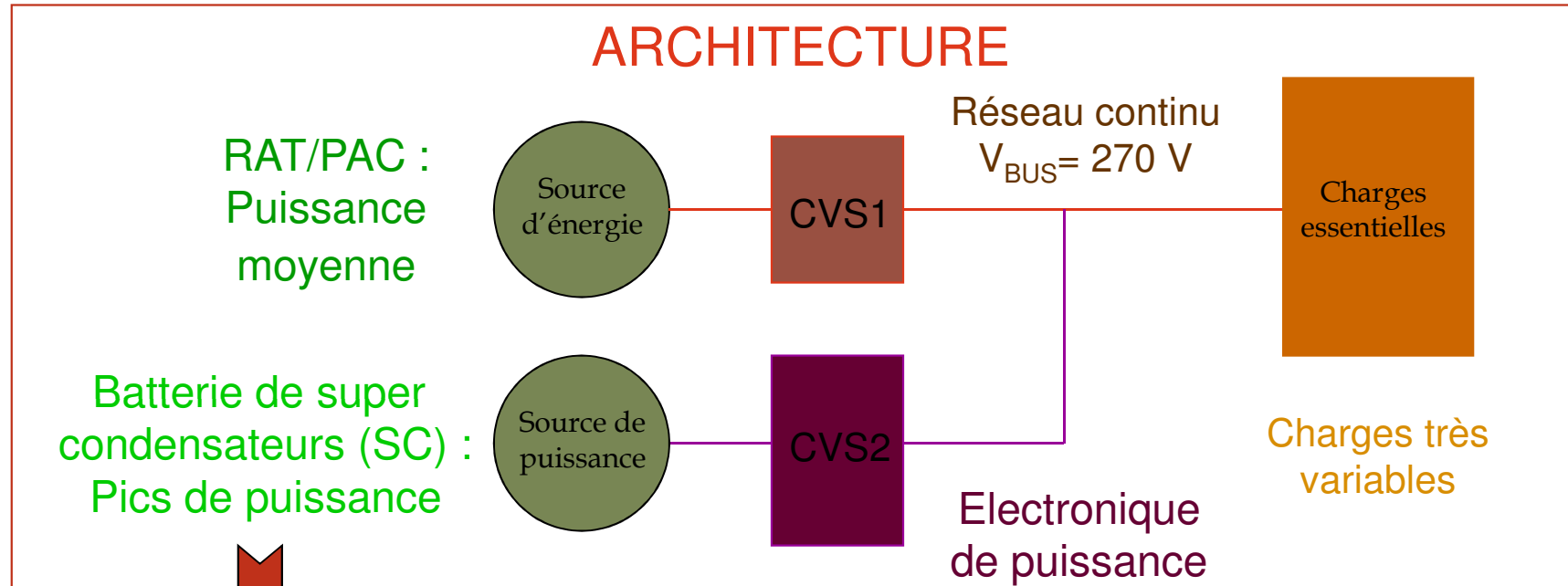
RAT



PAC



ARCHITECTURE



Réduction
de masse

Avantages du réseau continu :

- Qualité et simplicité
- Adaptation du SC
- Adaptation de la PAC
- Liberté de génération (RAT)
- Réversibilité des charges



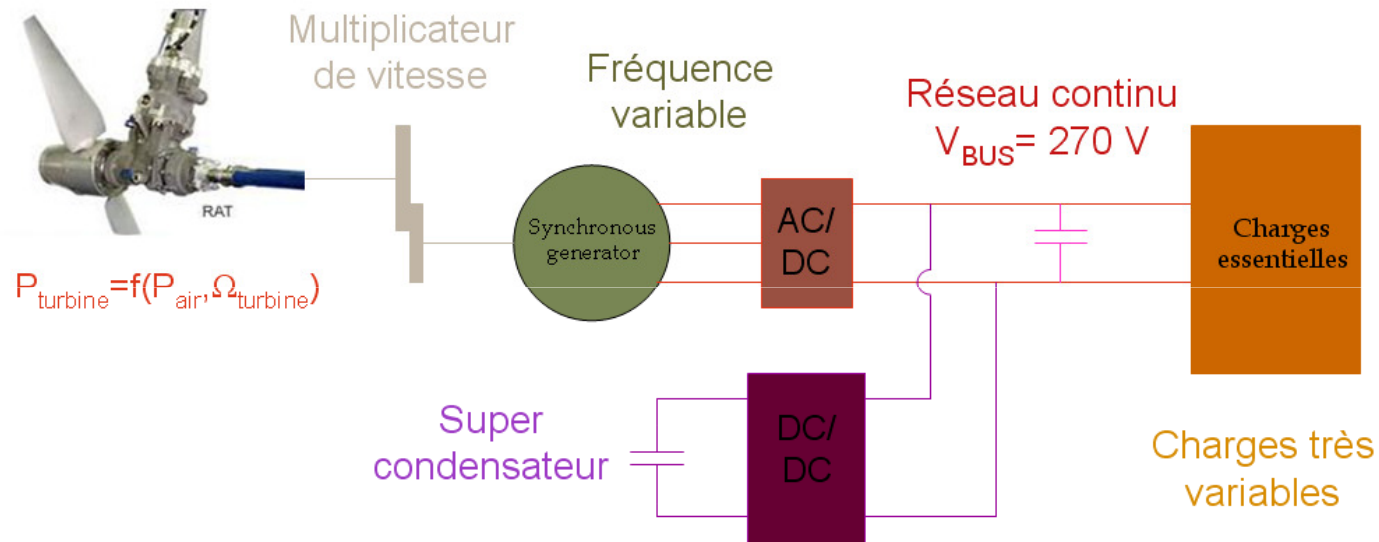
RAM AIR TURBINE (RAT)



- I. PRESENTATION DU SYSTEME
- II. MODELISATION
- III. GESTION DE L'ENERGIE
- IV. MISSION D'URGENCE
- V. CONCLUSION



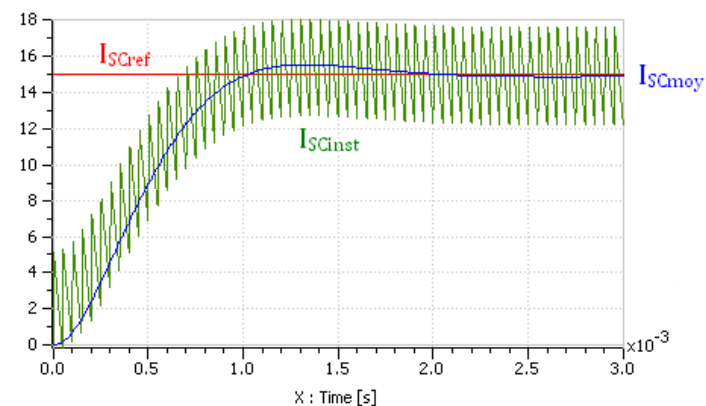
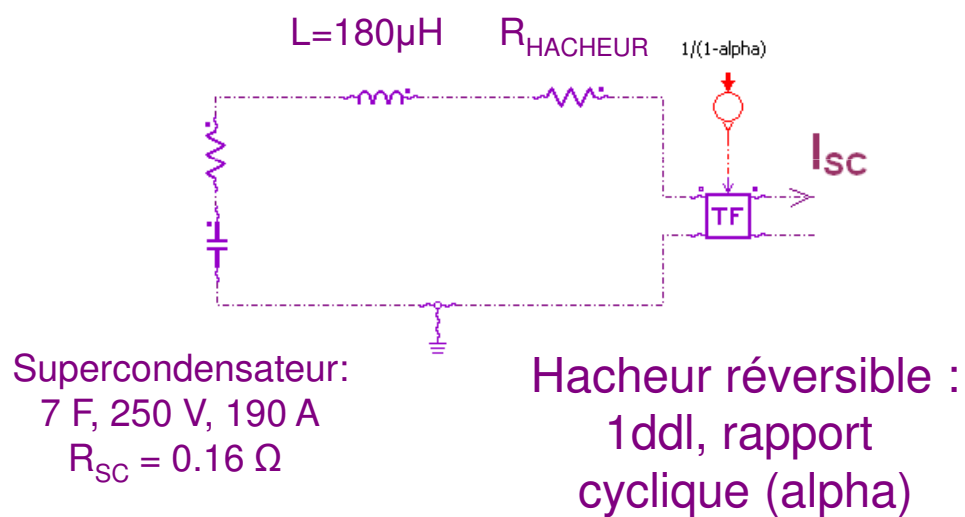
PRESENTATION DU SYSTEME RAT



- Causalité : 3 sources de courant reliées par un condensateur (source de tension)
- 2 degrés de liberté : Courant d'excitation du générateur et rapport cyclique hacheur
- Contraintes : Fournir la puissance demandée par les charges avec une tension de bus quasiment constante et une tension du SC stable



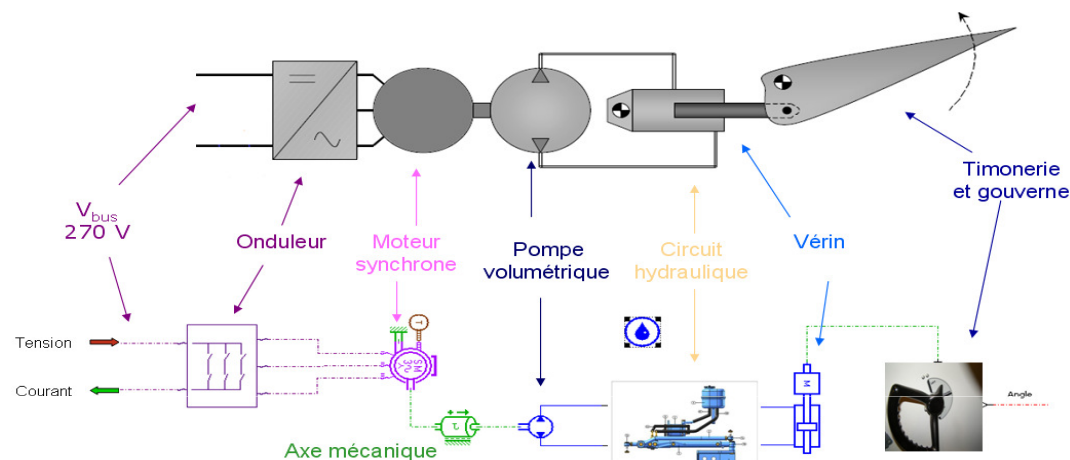
MODELISATION : SOURCE DE PUISSANCE



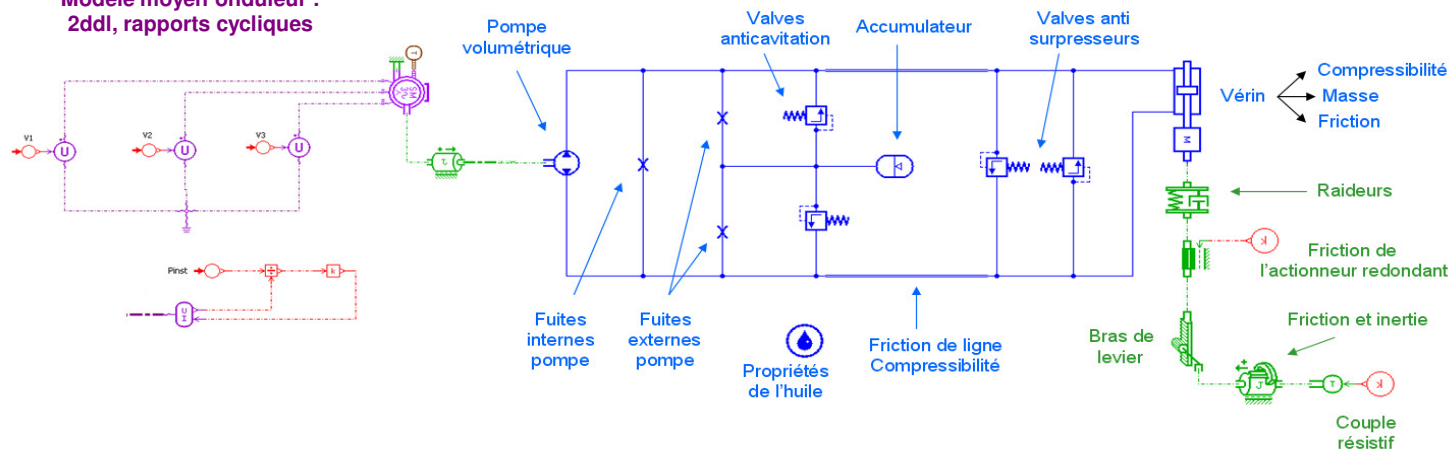
Source de courant



MODELISATION : CHARGES ESSENTIELLES



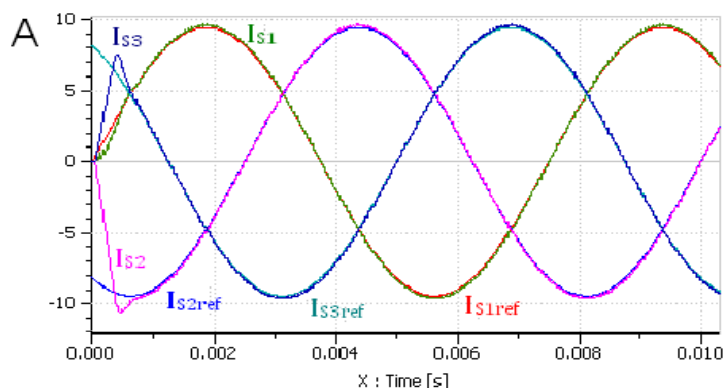
Modèle moyen onduleur :
2ddl, rapports cycliques



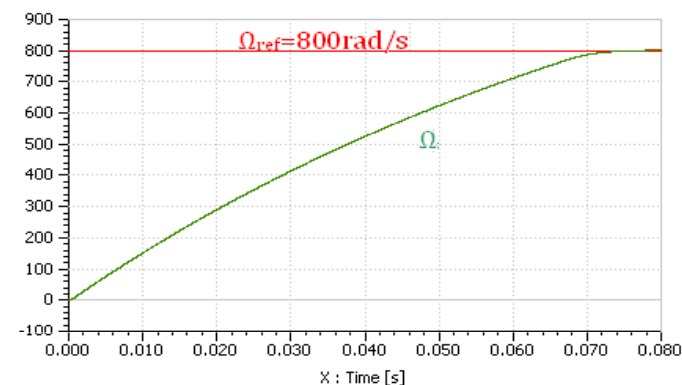
EHA réversible + Charges constantes



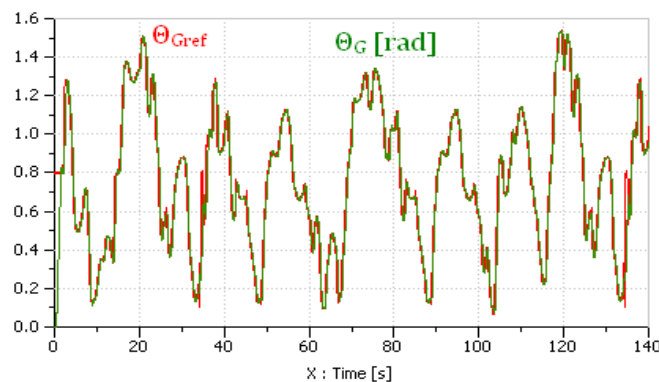
MODELISATION : CHARGES ESSENTIELLES



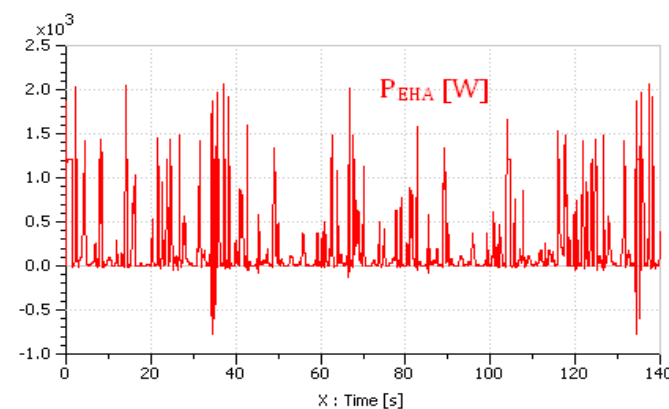
Régulation des courants stator avec anti-windup (saturation des tensions)



Régulation de vitesse de la machine synchrone avec anti-windup (saturation de couple)
Transitoire plus lent (à cause de la saturation)

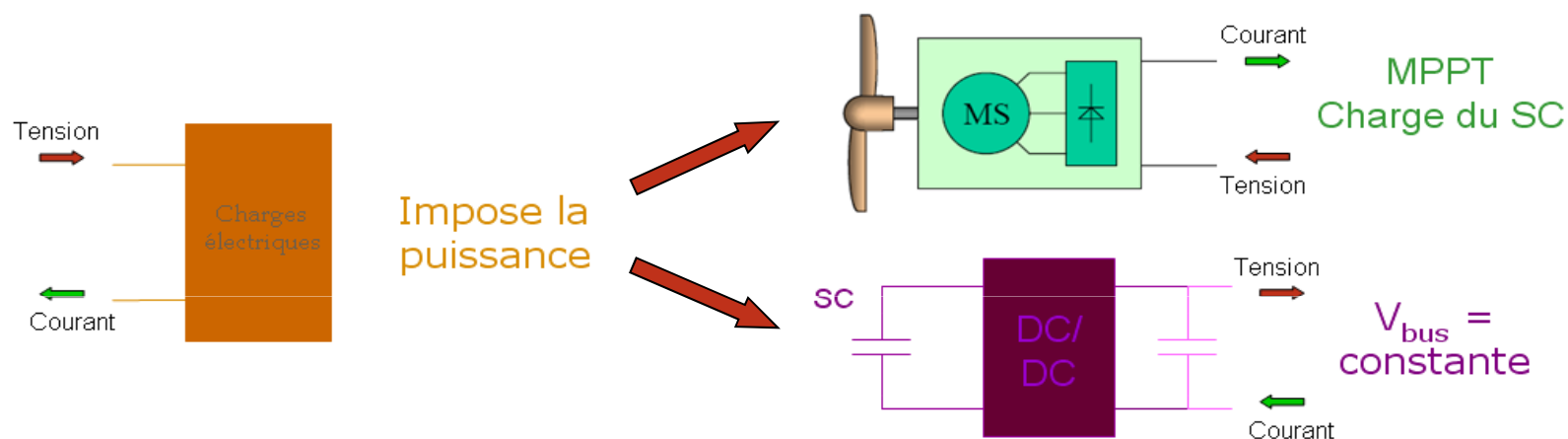


Régulation de la position de la gouverne pour la mission de secours

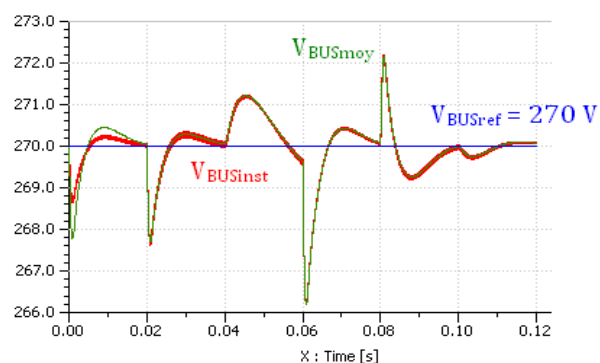




GESTION DE L'ENERGIE



GESTION DE L'ENERGIE : REGULATION DE LA TENSION BUS



- Bonne régulation face à échelons de courant de charge
- Modèle moyen validé



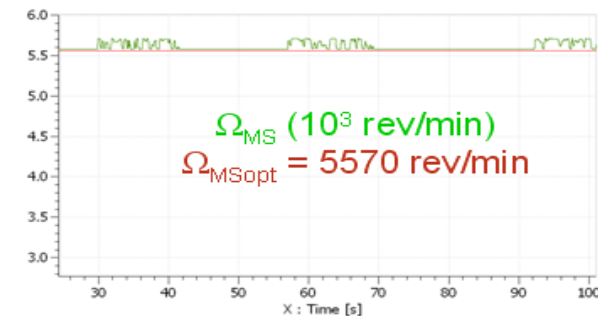
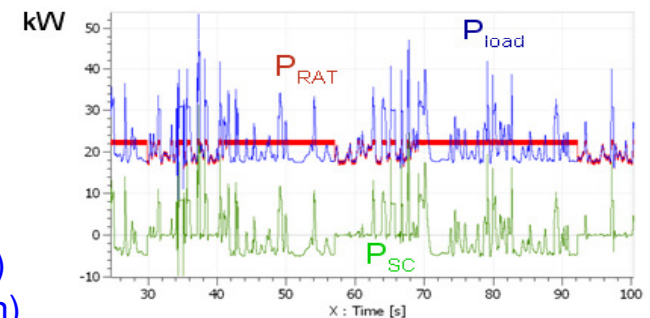
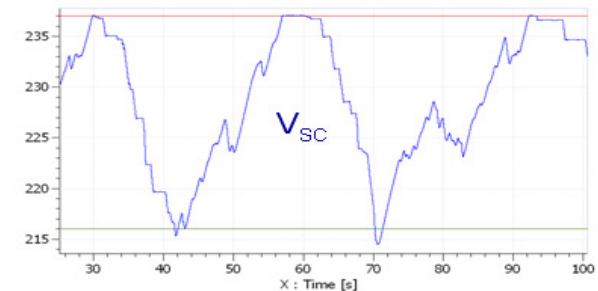
GESTION DE L'ENERGIE : GESTION MPPT

I_{RAT} $\left\{ \begin{array}{l} \text{Fournir les charges et le SC} \\ \text{Maximum Power Point Tracking (MPPT)} \\ \text{Sans dépasser } P_{OPT} : \text{calcul de } P_{OPT} \end{array} \right.$

Hystérésis V_{SC} : 216 V – 237 V (charge and décharge)
Comparaison de P_{opt} and P_{load}

Charge du SC : $P_{REF} = P_{OPT}$ (MPPT on)

Décharge du SC :
Si $P_{CH} < P_{OPT}$, alors $P_{REF} = P_{CH}$ (MPPT off)
Si $P_{CH} > P_{OPT}$, alors $P_{REF} = P_{OPT}$ (MPPT on)





MISSION D'URGENCE

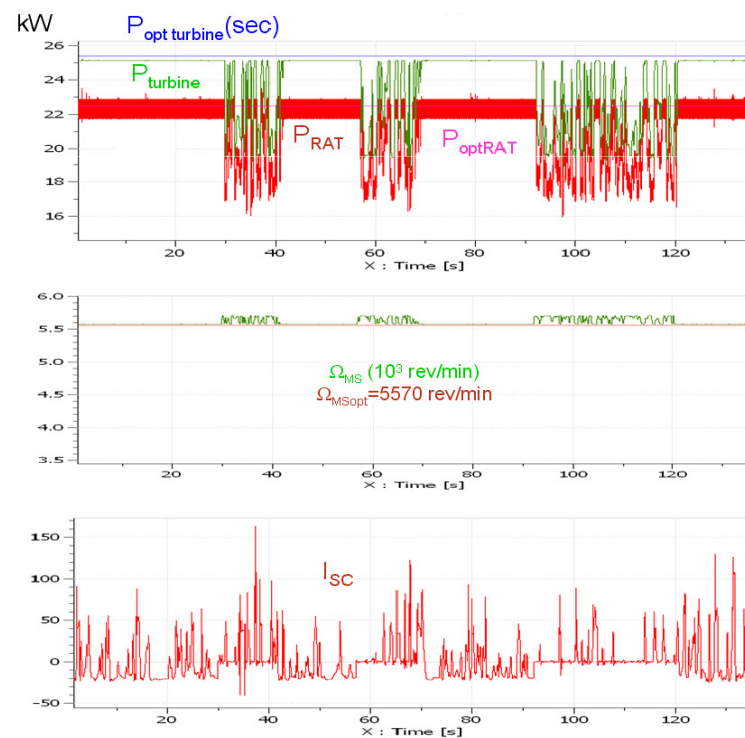
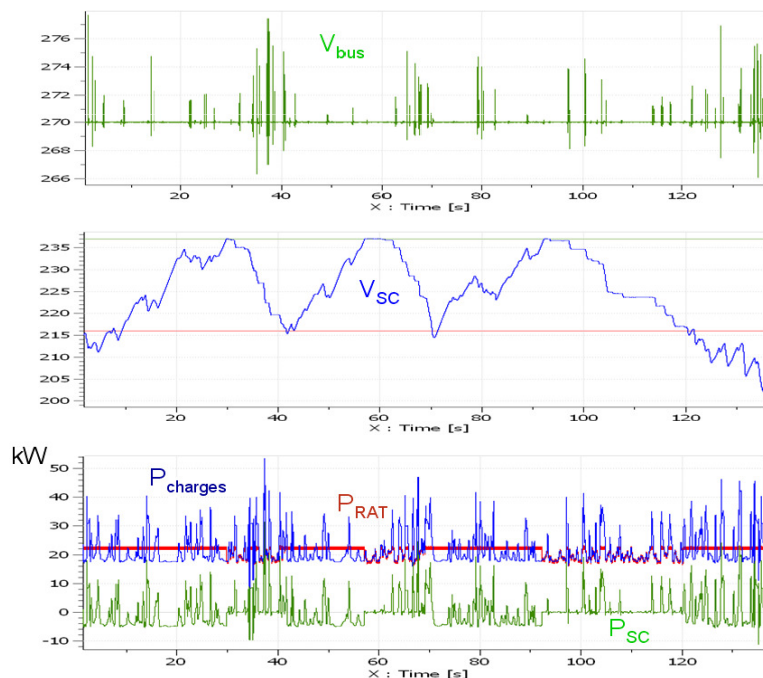
Environ 30 minutes

Simulation des 140 s les plus critiques



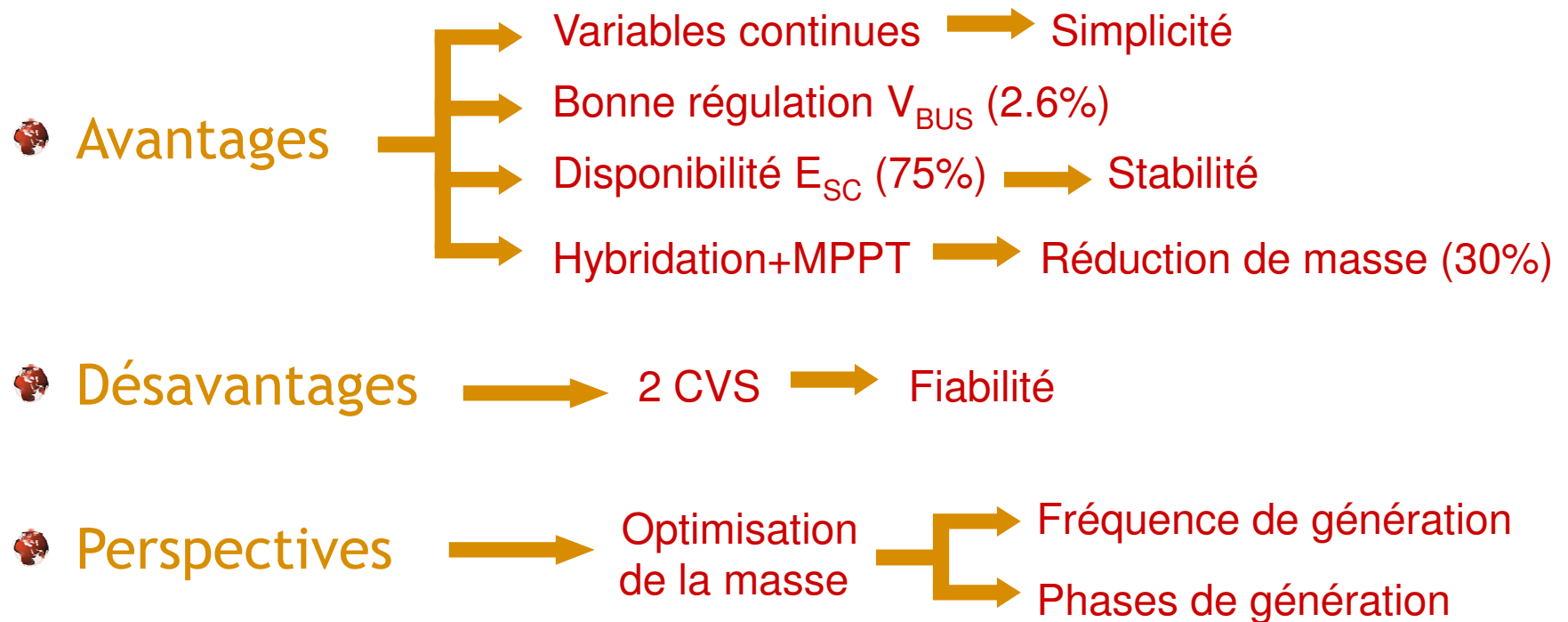
Atterrissage : Puissance demandée plus élevée

Basse vitesse : Faible puissance disponible





CONCLUSION



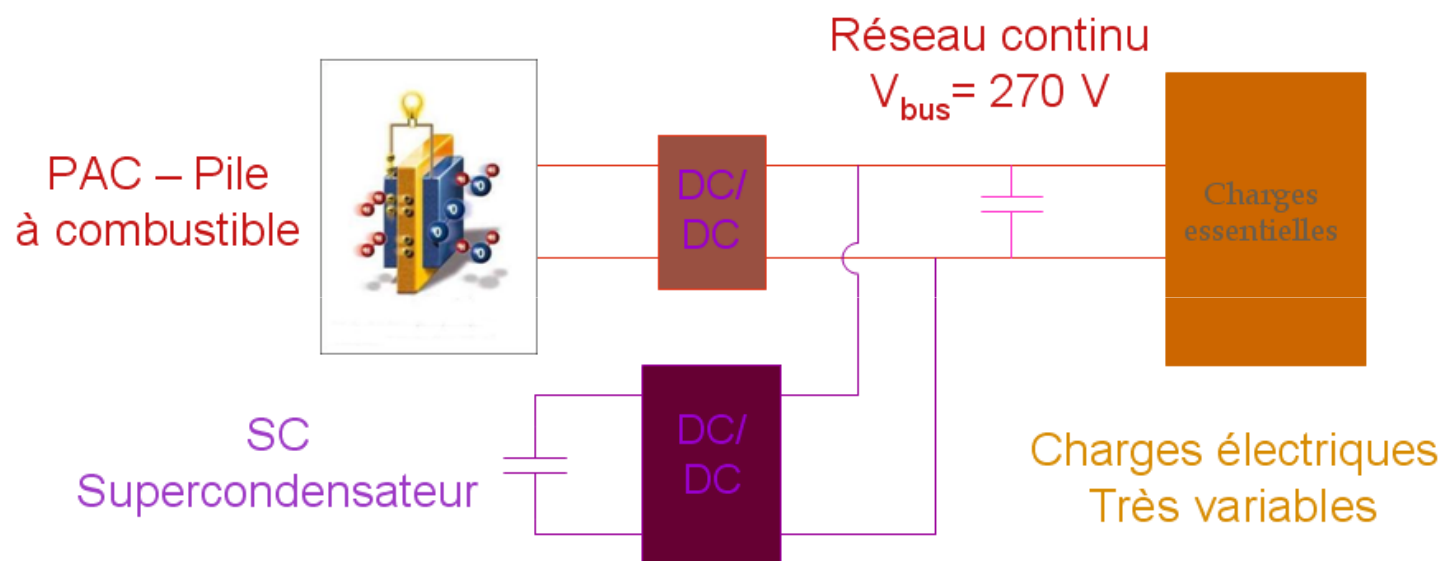


PILE A COMBUSTIBLE (PAC)

- ❁ I. PRESENTATION DU SYSTEME
- ❁ II. MODELISATION
- ❁ III. GESTION DE L'ENERGIE
- ❁ IV. MISSION D'URGENCE (I)
- ❁ V. OPTIMISATION
- ❁ VI. MISSION D'URGENCE (II)
- ❁ VII. CONCLUSION



PRESENTATION DU SYSTEME PAC



- Causalité : 3 sources de courant reliées par un condensateur (source de tension)
- 2 degrés de liberté : Rapports cycliques des hacheur
- Contraintes : Fournir la puissance demandée par les charges avec une tension de bus quasiment constante et une tension du SC stable



MODELISATION : ELEMENTS COMMUNS

Charges électriques
Source de puissance
Condensateur de bus



Même modèle
Même dimensionnement

MODELISATION : SOURCE D'ENERGIE

Predimensionnement : Optimisation de la masse et la consommation de H_2

Variables

N, S, V, I, J

Constants

$P, E_0, R, A, J_x, J_0, F$

Relations entre variables

$$V = N \cdot (E_0 - R \cdot J - A \cdot \ln \frac{J - J_x}{J_0})$$

$$I = S \cdot J$$

$$P = V \cdot I$$

Contraintes

$$N \leq 400, \quad S \leq 0.08 m^2$$

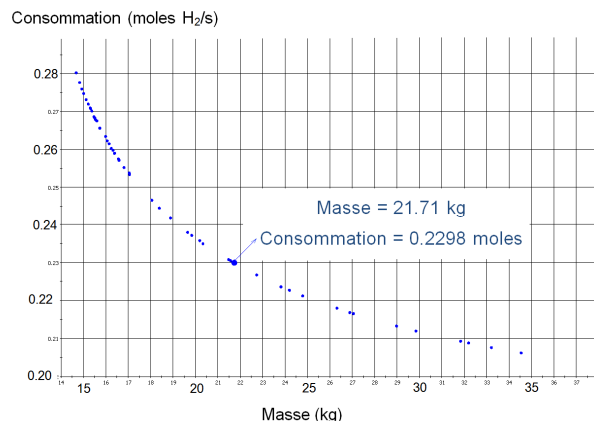
$$V \geq 60V \quad J \leq 8000 A/m^2$$

Objectifs

$$Masse = 0.7502(N+1) \cdot S + 5.94(0.0236N + 0.0701) \cdot S + 1.2276 \cdot N \cdot S$$

$$Consommation = \frac{N \cdot I}{2F}$$

Point de fonctionnement
à puissance maximale :
Saturation de puissance



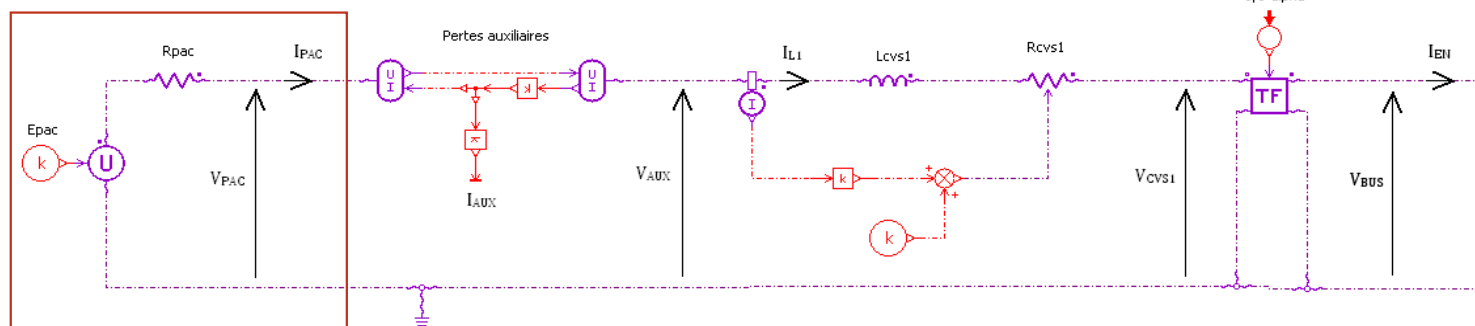
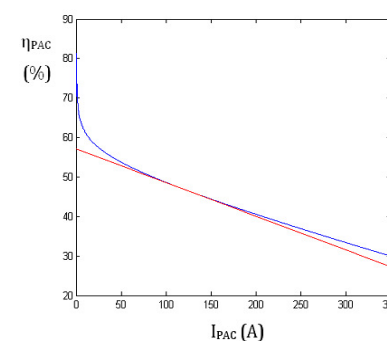
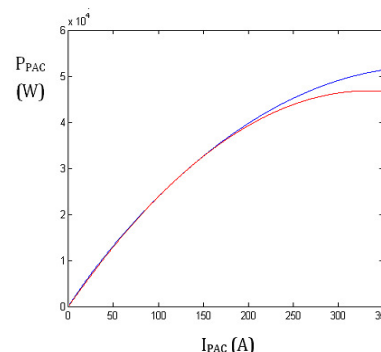
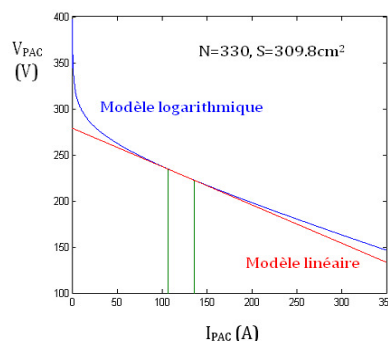
$N = 330$ cellules, $S = 310 \text{ cm}^2$
Fonctionnement :

	P (kW)	V (V)	I (A)	η (%)
P_{MAX}	30	223.4	134.3	45.70
P_{MIN}	25	234.7	106.5	48.06



MODELISATION : SOURCE D'ENERGIE

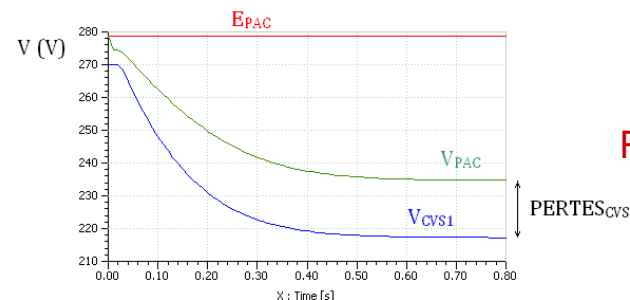
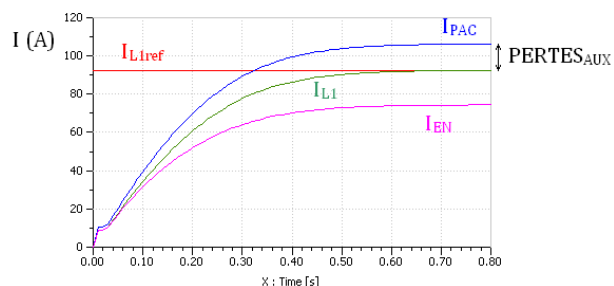
Modèle linéaire PAC pour
le rang de fonctionnement :
Erreur 0.05%
Transitoire non valide



Hacheur non
réversible : 1ddl,
rapport cyclique

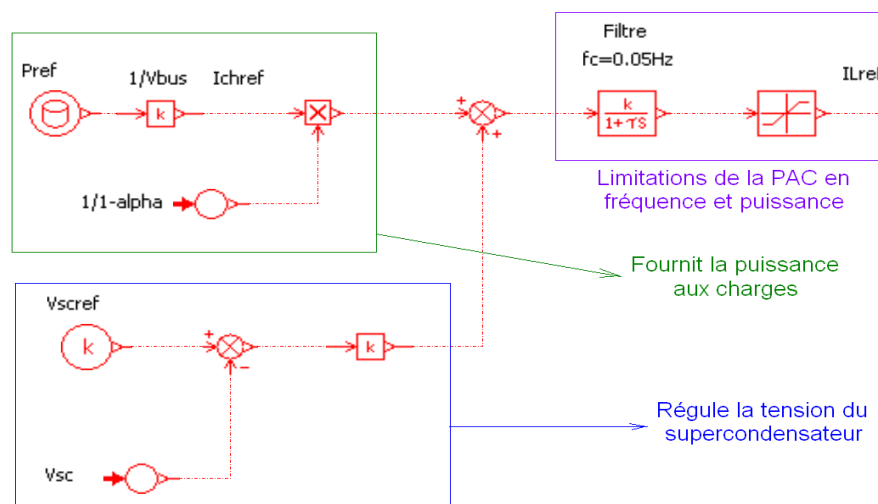
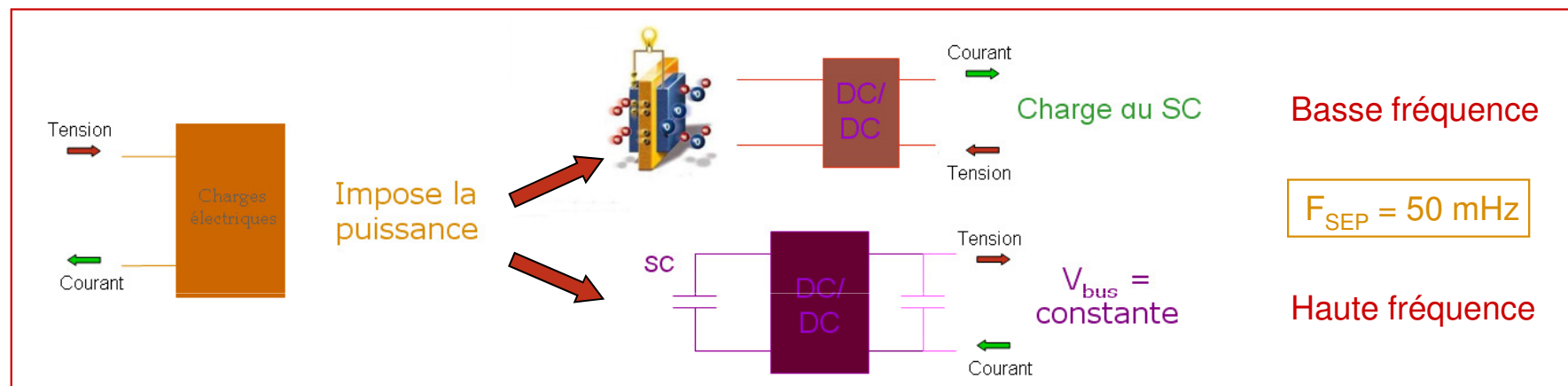


Source de courant :
Régulation courant bobine





GESTION DE L'ENERGIE



Génération de la référence de courant fourni par la PAC



MISSION D'URGENCE (I)

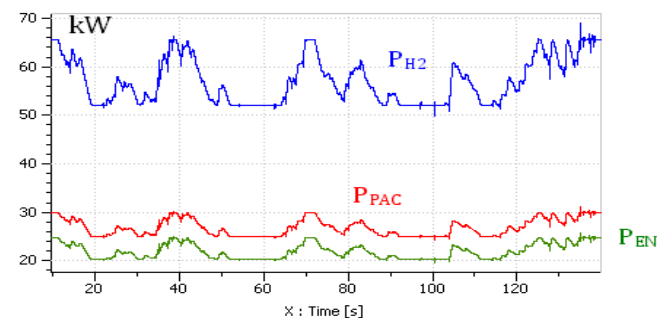
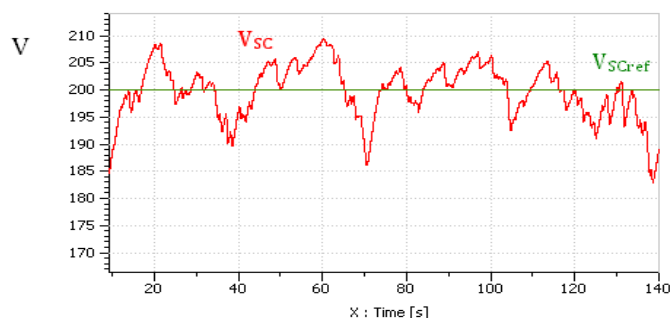
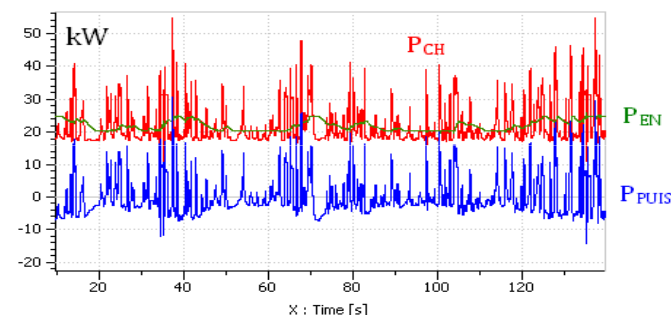
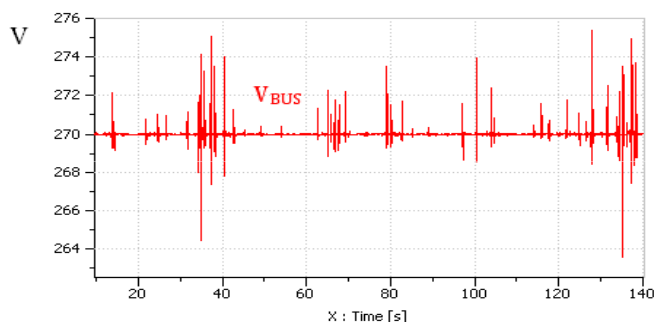
Environ 30 minutes

Simulation des 140 s les plus critiques



Atterrissage : Puissance demandée plus élevée

La disponibilité de puissance PAC est constante



Bon fonctionnement

Surdimensionnement (C_{SC})



Optimisation



OPTIMISATION : LE PROBLEME

9 variables

Nom	Description	Limite inférieure	Limite supérieure
f	Fréquence de filtrage	1 mHz	1 Hz
V _{PAC}	Tension minimale à la sortie de la PAC	50 V	260 V
J _{PAC}	Densité de courant maximale dans la PAC	1000 A/m ²	8000 A/m ²
P _{MAX}	Saturation de puissance maximale de la PAC	29 kW	35 kW
P _{MIN}	Saturation de puissance minimale de la PAC	20 kW	26 kW
N _S	Nombre de supercondensateurs en série	20	110
N _P	Nombre de supercondensateurs en parallèle	1	5
K	Constante du régulateur proportionnel pour V _{SC}	0.1	5
K _{Vref}	Rapport entre V _{SCref} et V _{SCmax}	0.75	1

2 objectifs : masse et consommation

Nom	Description	Expression
N _{H2}	Consommation de H ₂	$n_{H2} = \frac{N}{2F} \cdot \frac{1800s}{130s} \cdot \int_{10s}^{140s} I_{PAC} \cdot dt$
M	Masse totale	$M = M_{PAC} + 1.05 \cdot M_{CVS1} + 1.1 \cdot (M_{SC} + M_{CVS2}) + M_{H2}$
M _{PAC}	Masse de la PAC	$M_{PAC} = 0.7502(N+1)S + 5.94(0.0236N + 0.0701)S + 1.2276N \cdot S$
M _{SC}	Masse du SC	$M_{SC} = 1.4 \cdot N_s \cdot N_p \cdot 0.06$
M _{CVS1,2}	Masse des hacheurs	$M_{CVS1,2} = M_{TH1,2} + M_{SW1,2} + M_{L1,2}$
M _{H2}	Masse de H ₂ avec les réservoirs	$M_{H2} = 20 \cdot 0.002008 \cdot n_{H2}$

6 variables sous contraintes

Description	Contrainte
Limites technologiques PAC	N < 400, S < 0.25m ²
Tension à l'entrée des Boost	45 V < V _{CVS1,2} < 265 V
Tension du SC	1.25 · N _S (V) < V _{SC} < 2.5 · N _S
Tension de bus	255 V < V _{BUS} < 285 V

Point du predimensionnement (0)
M=95.84 kg, N_{H2} =359.9 moles

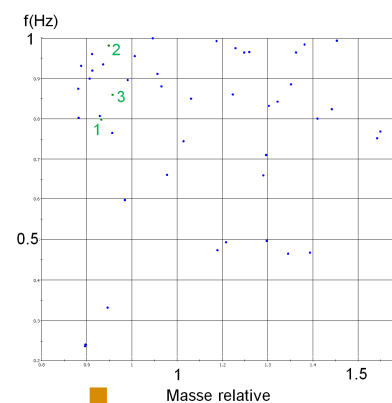
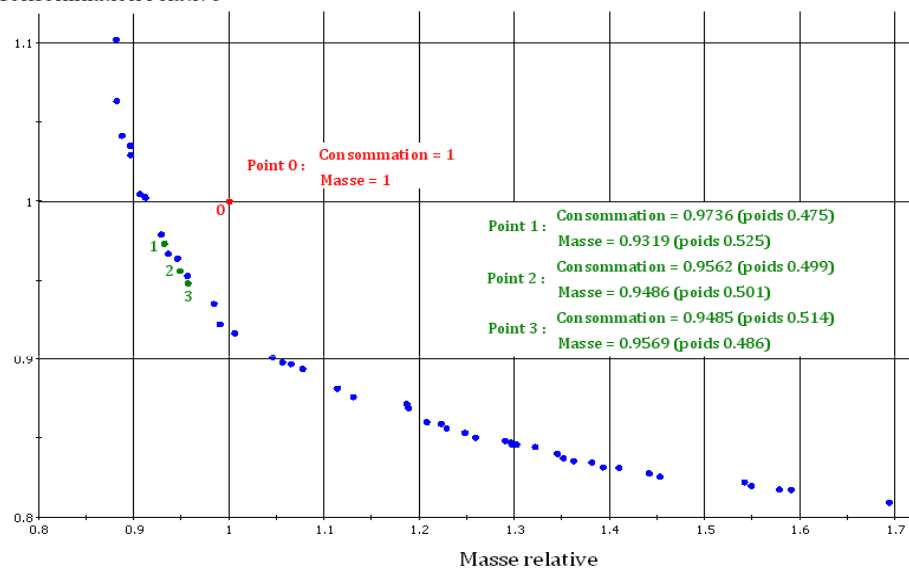


Normalisation des objectifs
Point initial optimisation



OPTIMISATION : LES RESULTATS

Consommation relative



Tendance vers :

- V_{PAC} élevé
- PAC maître :
 - F élevé
 - Rang de fonctionnement élevé
 - K élevé
- V_{SC} élevé et C_{SC} faible

Point 4

	Point 0	Point 1	Point 2	Point 3	Point 4
Consommation	359.9	350.39	344.14	341.34	345.51
Masse PAC	21.70	24.76	26.79	27.87	26.15
Masse CVS1	20.06	23.53	23.31	23.13	23.14
Masse SC	18.48	8.78	8.22	9.15	8.87
Masse CVS2	21.09	18.11	18.72	17.78	18.12
Masse H ₂	14.51	14.13	13.87	13.76	13.93
Masse totale	95.84	89.31	90.92	91.70	90.21

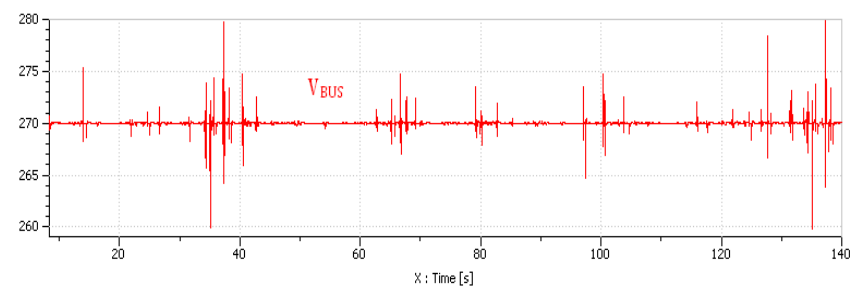
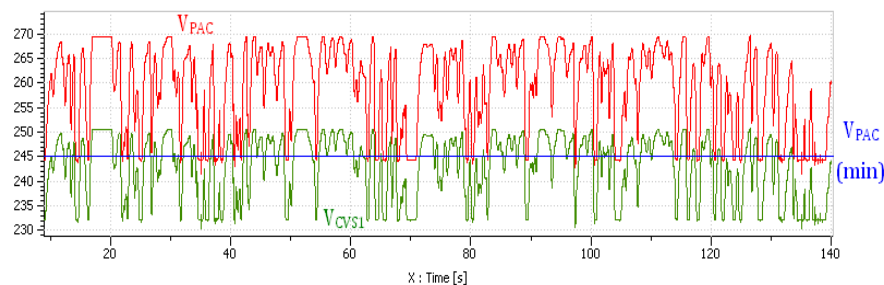
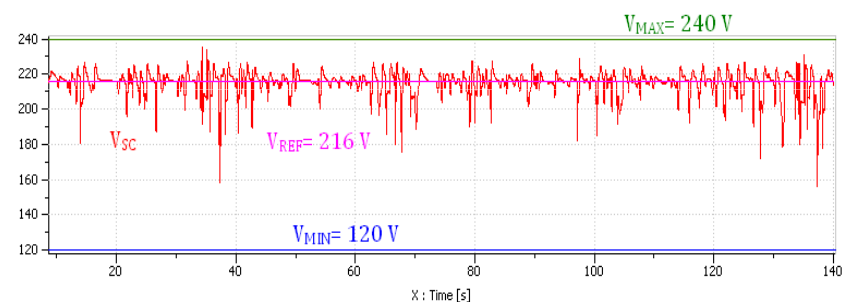
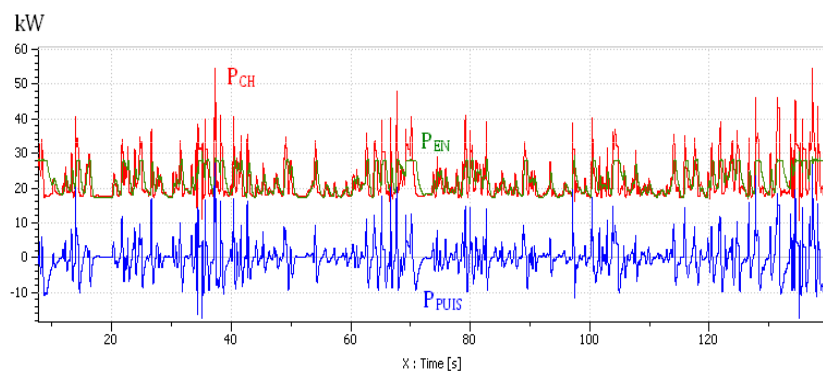
Choix du point 4



MISSION D'URGENCE (II)

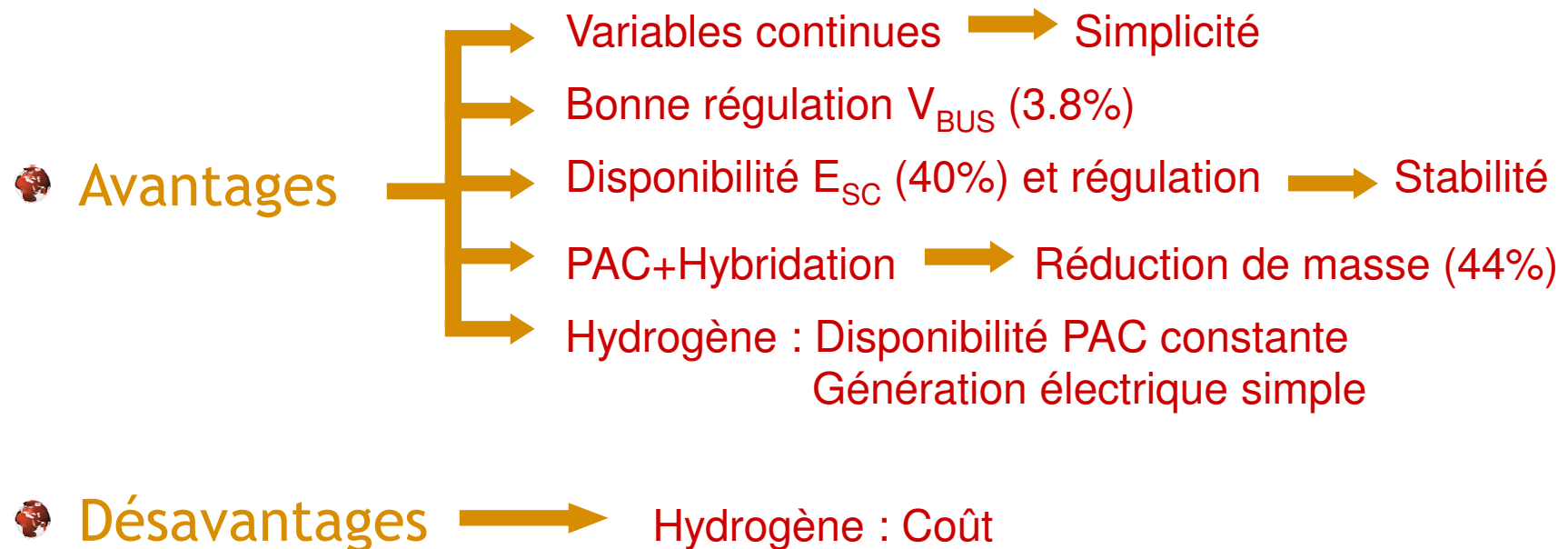
Système optimisé $\begin{cases} \text{Réduction de la masse 5.9\%} \\ \text{Réduction de la consommation 4.0\%} \end{cases}$

Respect des contraintes





CONCLUSION





CONCLUSION GENERALE



- I. OBJECTIF 1
- II. OBJECTIF 2
- III. PERSPECTIVES



OBJECTIF 1

Alternative à l'actuel système de secours :
Comparaison PAC+SC (SPAC) – RAT+SC (SRAT)

Caractéristique	RAT	PAC	Comparaison
Masse	110 kg	90 kg	Réduction de 18% pour le SPAC
Volume	Normal	Elevé	SRAT moins volumique
Consommation	Nulle	345 moles H ₂	SRAT puissance gratuite et propre
Disponibilité de puissance de la PAC/RAT	Assurée normalement	Assurée (constante)	Pas de différences significatives
Fiabilité	2 CVS + machines tournantes	2 CVS + éléments auxiliaires PAC	Pas de différences significatives
Qualité tension de bus	Variation 8V	Variation 10V	Pas de différences significatives

Variables de décision : masse, volume, consommation



Alternative : Hybridation RAT+SC



OBJECTIF 2

Montée en compétences de Sogeti High Tech en simulation de systèmes

- Recherche, rassemblement et interprétation de données
- Modélisation
 - D'éléments simples : Turbine éolienne, générateur électrique, PAC, convertisseurs...
 - D'éléments complexes : Actionneur électro-hydraulique (EHA)
 - De systèmes complexes : Système RAT/PAC+SC+charges
- Dimensionnement des éléments analytiquement et par optimisation
- Commande de systèmes
 - Régulations : vitesse d'une MSAP, courant d'une PAC, tension du réseau...
 - Régulateurs : PI, IP, filtre, avec/sans anti-windup, compensation des pôles...
- Mise en place de stratégies de gestion de l'énergie
 - Gestion MPPT/puissance requise
 - Gestion sans MPPT
- Test du logiciel de simulation AMESim
 - Création de super composants
 - Test du module d'optimisation
- Elaboration d'une interface Optimus – AMESim pour l'optimisation des systèmes



CENTRE OF EXCELLENCE



PERSPECTIVES

THEORIQUE

- Simulation plus en détail : modèle instantané des convertisseurs, éléments parasites, estimation précise des pertes
- Mise en place d'autres stratégies de commande, d'autres architectures
- Optimisation du SRAT et du SPAC avec variables ajoutées
- Interaction du réseau de secours avec le reste des systèmes de l'avion
- Etude de volume et de coût

TEST PRATIQUES TRES PRECIS



Implantation dans l'avion

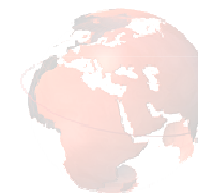


CENTRE OF EXCELLENCE



STAGE DE FIN D'ETUDES

MERCI POUR VOTRE
ATTENTION



ANDONI URTASUN

